# Em Órbita

N.º 23

Fevereiro de 2003

# Em Órbita

Ano 2, N.º 23 28 de Fevereiro de 2002, Braga – Portugal

**O boletim "Em Órbita" está disponível na Internet na página de Astronomia e Voo Espacial www.zenite.nu.**

**Na Capa:** 19 de Novembro de 2002, o primeiro foguetão Delta-4 foi lançado desde o Cabo Canaveral para colocar em órbita o satélite de comunicações Eutelsat-W5. Este lançamento iniciou a carreira de uma nova geração de lançadores espaciais que juntamente com o Atlas-5 ameaçam a posição da Arianespace no mercado internacional do lançamento de satélites.

Este mês, para além das secções habituais relacionadas com os regressos e reentradas de satélites, temos a terceira parte da nova secção do "Em Órbita" intitulada **"Cronologia Astronáutica"** da autoria de Manuel Montes, que tem como objectivo listar cronologicamente os acontecimentos que fazem a História da conquista do espaço.

No presente número do "Em Órbita":


- **Voo Espacial Tripulado**
  - **Novas tripulações para a ISS**
  - **Soyuz TMA-1 (ISS-5S) Odissea**
- **Lançamentos orbitais 2002**
- **Lançamentos não tripulados**
  19 de Novembro – Delta-4 Medium+ (4,2) / Eutelsat-W5 (W1A)
  25 de Novembro – 8K82K Proton-K DM3 / Astra-1K
  28 de Novembro – 11K65M Kosmos-3M / AlSat-1 (DMC-1); Mozhayets; Rubin-3-DSI
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Março**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Lançamentos sub-orbitais**
  23 de Novembro – Dong Feng-31
  28 de Novembro – KSR-3
  10 de Dezembro – RS-18 15A35 SS-19 Stilleto
  11 de Dezembro – Minutman-2 (OSP/TLV-5) * PLV
- **Quadro de lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos suborbitais**
- **Regressos / Reentradas**
- **Cronologia da Astronáutica (III), por *Manuel Montes***


No próximo "Em Órbita" não percas:

- **STS-113 / OV-105 Endeavour ISS-11A ITS-P1**
- **Lançamentos orbitais em Dezembro de 2002**
- **Histórias da Conquista do Cosmos "Missões Espaciais Canceladas", por Mark Wade e Rui C. Barbosa**

# Novas tripulações para a ISS

Com o desastre do Columbia e a suspensão por tempo indefinido dos voos dos vaivéns espaciais, a NASA e a Rosaviakosmos chegaram a um acordo preliminar relativamente às tripulações que irão ocupar a estação espacial internacional até à retomada das missões dos vaivéns.

Foram nomeadas duas tripulações constituídas por um representante americano e outro russo, tripulações denominadas "*caretaker*". Essas tripulações serão lançadas a bordo das missões Soyuz TMA-2 e Soyuz TMA-3.

A tripulação principal da Soyuz TMA-2 é constituída por Yuri Ivanovich Malenchenko (Comandante) e por Edward Tsang Lu (Engenheiro de Voo). Ambos faziam parte da tripulação da *Expedition Seven* que deveria ser lançada a bordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis na missão STS-114 ISS-ULF 1 no dia 1 de Março de 2003. Da Expedition Seven também fazia parte o cosmonauta Alexander Yurievich Kaleri que é agora o Engenheiro de Voo da tripulação da Soyuz TMA-3 juntamente com Collin Michael Foale (Comandante). Michael Foale era o Comandante da *Expedition Eight* que deveria ser lançada a 24 de Julho de 2003 a bordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis na missão STS-116 ISS-12A.1. O lançamento da Soyuz TMA-2 está previsto para o início de Maio de 2003, enquanto que o lançamento da Soyuz TMA-3 está previsto para o inicio de Novembro de 2003.

Outras duas tripulações continuam o treino regular como tripulações residentes da ISS e que deverão ser lançadas pelo vaivém espacial. Essas tripulações são constituídas por Sergei Konstantinovich Krikalyov, Alexander Alexandrovich Volkov e John Lynch Philips, e por Gennady Ivanovich Padalka, Oleg Dmitriyevich Kononenko e Edward Michael Fincke. A tripulação de Serguei Krikalyov deverá ser a primeira a ocupar a ISS assim que as missões do vaivém sejam retomadas.

No entanto, caso os vaivéns espaciais permaneçam no solo quando terminar a ocupação da tripulação da Soyuz TMA-3, então é de supor que a uma tripulação formada por William Surles McArthur, Jr. (Comandante) e Valery Ivanovich Tokarev (Engenheiro de Voo) seja lançada a bordo da Soyuz TMA-4.

Todas as restantes tripulações que se encontravam a treinar para voos com destino à ISS foram dissolvidas. A 25 de Fevereiro encontravam-se os seguintes grupos em treino na Cidade das Estrelas, Rússia:

- ISS-7: Tripulação principal - Yuri Ivanovich Malenchenko (Comandante) e Edward Tsang Lu (Engenheiro de Voo); Tripulação suplente - Collin Michael Foale (Comandante) e Alexander Yurievich Kaleri (Engenheiro de Voo).
- ISS-8: Tripulação principal - Collin Michael Foale (Comandante) e Alexander Yurievich Kaleri (Engenheiro de Voo). Esta tripulação começa o seu treino como tripulação principal após o lançamento da Soyuz TMA-2. Tripulação suplente - William Surles McArthur, Jr. (Comandante) e Valery Ivanovich Tokarev (Engenheiro de Voo).
- ULF-1: Sergei Konstantinovich Krikalyov, Alexander Alexandrovich Volkov e John Lynch Philips. Gennady Ivanovich Padalka, Oleg Dmitriyevich Kononenko e Edward Michael Fincke.
- ISS Grupo 1 - Valeri Grigoryevich Korzun, Victor Mikhailovich Afanasyev, Talgat Amangeldyevich Musabayev, Vladimir Nikolaievich Dezhurov, Sergei Viktorovich Zaletin, Yuri Mikhailovich Baturin, Yuri Vladimirovich Usachyov e Alexander Ivanovich Lazutkin.
- ISS Grupo 2 - Konstantin Anatoliyevich Valkov, Dmitry Yurievich Kondratiyev, Oleg Valeriyevich Kotov, Yuri Valentinovich Lonchakov e Maksim Viktorovich Surayev.
- ISS Grupo 3 - Yuri Georgiyevich Shargin, Sergey Nikolayevich Revin, Nadezhda Vazilievna Kuzhelnaya, Sergei Ivanovich Moshchenko, Fyodor Nikolayevich Yurchinkhin e Oleg Ivanovich Skripochka.
- ISS Grupo 4 - Salizhan Shakirovich Sharipov, Roman Yurievich Romanenko, Konstantin Mirovich Kozeyev e Mikhail Borisovich Korniyenko.
- ESA-1 - Pedro Duque.
- ESA-2 - Andre Kuipers.
- ESA – Thomas Reiter (estava previsto ser membro da tripulação da *Expedition Eleven*).

# Voo Espacial Tripulado

## *Soyuz TMA-1 (ISS-5S) Odissea*

A segunda missão espacial tripulada da Rússia em 2002 foi lançada às 0311:11UTC do dia 30 de Outubro e após um adiamento de alguns dias devido ao acidente com um foguetão lançador 11A511U Soyuz-U. A missão espacial Soyuz TMA-1 / 11F732 7K-STMA n.º 211 (27552 2002-050A) foi a 94ª missão espacial russa, a 236ª missão espacial tripulada e a 5ª missão espacial tripulada russa e 16ª missão dedicada ao programa da estação espacial internacional ISS. O lançamento foi realizado por um foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG e deu-se desde a Plataforma 17P32-5 (LC5) do Complexo 1 do Cosmódromo de Baikonur, localizado no Cazaquistão, Ásia Central.

Nesta quarta «missão táxi» à ISS estava prevista a participação do cantor Lance Brass que chegou a iniciar o seu treino na Cidade das Estrelas. Porém, a falta de pagamento à Agência Espacial Russa gorou os planos de Brass, sendo o seu lugar ocupado por um cosmonauta russo. Este voo contou com a participação do astronauta belga Frank DeWinne.

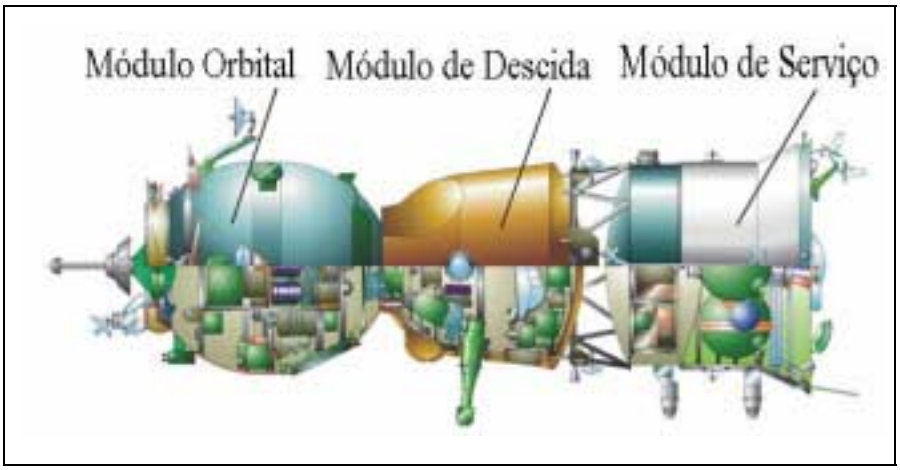
### *A nova fragata do espaço, a Soyuz TMA*

A Soyuz TMA surge como uma versão melhorada da Soyuz TM por forma a permitir a sua utilização por tripulantes mais altos. As modificações básicas introduzidas no modelo TM tiveram como base os parâmetros antropométricos (Antropometricheskiy) dos astronautas americanos, além de aumentar o nível de protecção da tripulação durante o regresso à Terra ao diminuir a velocidade de aterragem e melhorando o sistema de absorção de impacto nas cadeiras dos ocupantes do veículo.

A Soyuz TMA foi desenvolvida ao abrigo dos acordos intergovernamentais entre a Rússia e os Estados Unidos no âmbito do programa da ISS. O objectivo principal deste veículo é o de proporcionar um meio de salvamento à tripulação residente da ISS e o de permitir a visita temporária de outras tripulações. Em voo o veículo tem as seguintes tarefas:

- Permitir a vista à ISS de uma tripulação de até três pessoas e pequenas cargas (equipamento de pesquisa, objectos pessoais dos tripulantes, equipamento para a estação orbital, etc.);
- O veículo deve permanecer num estado de prontidão que permita uma descida de emergência à tripulação da estação orbital em caso de situação de perigo em órbita, doença de algum dos ocupantes, etc. (função de regresso assegurado do veículo);

- Regresso da tripulação em visita à estação (a composição da tripulação no regresso pode ser alterada conforma a situação a bordo da estação espacial);
- Regresso de carga útil juntamente com a tripulação (cargas de baixo peso e volume que pode ser o resultado das pesquisas levadas a cargo a bordo da estação durante a permanência da tripulação de visita à estação);
- Eliminação de lixo e outros detritos que são colocados no Módulo Orbital e que são destruídos durante a reentrada atmosférica.




A Soyuz TMA pode transportar até três tripulantes tendo uma vida útil em órbita de 200 dias, podendo no entanto permanecer 14 dias em voo autónomo. Tendo um peso de total de 7.220kg (podendo transportar 900 kg de combustível), o seu comprimento total é de 6,98 metros, o seu diâmetro máximo é de 2,72 metros e o seu volume habitável total é de 9,0 $m^3$. Pode transportar um máximo de 100 kg de carga no lançamento e 50 kg no regresso à Terra. A velocidade máxima que pode atingir no regresso à Terra com a utilização do pára-quedas principal é de 2,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de 1,4 m/s, porém com o pára-quedas de reserva a sua velocidade máxima é de 4,0 m/s e a velocidade normal será de 2,4 m/s[1]. Tal como o seu antecessor, o veículo Soyuz TMA é composto por três módulo principais:

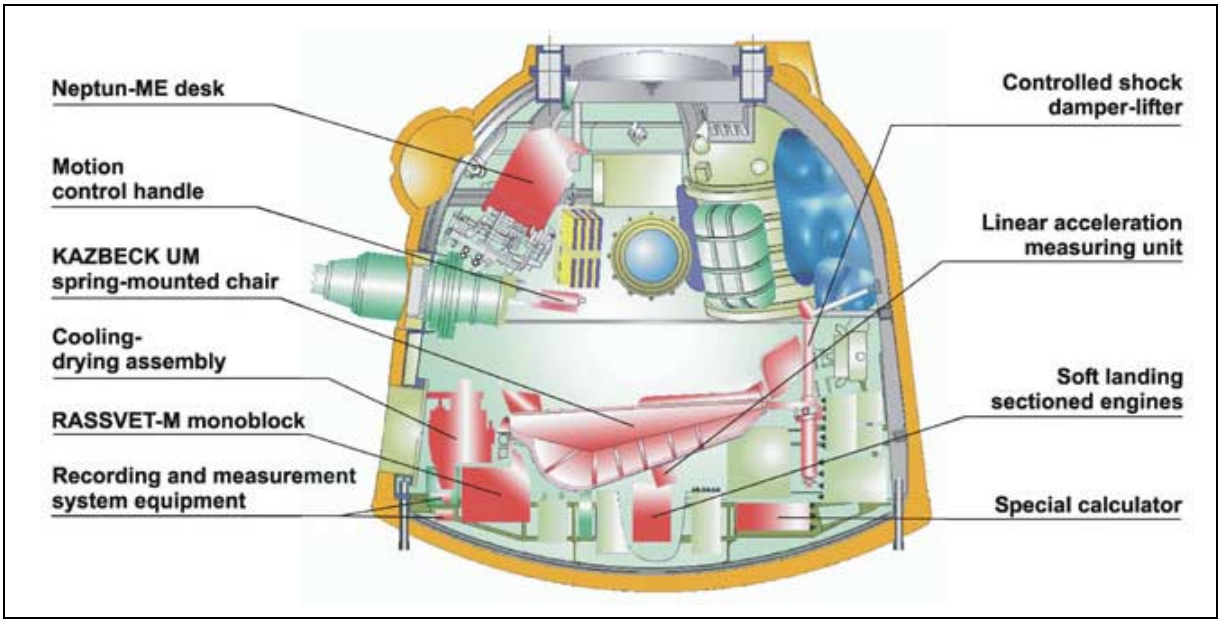
- Módulo Orbital (*Botivoi Otsek*) – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,0 metros, diâmetro de 2,3 metros e um volume habitável de 5,0 $m^3$. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma delas colocado numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro-foguetões que iniciam o regresso à Terra.
- Módulo de Descida (*Spuskaemiy Apparat*) – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,20 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 4,0 $m^3$. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam $N_2O_4$ e UDMH como propolentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas e sistema de comunicações. A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.
- Módulo de Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek*) – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam $N_2O_4$ e UDMH como propolentes. O sistema de manobra orbital possui um I.E. de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 $m^2$.

As principais alterações introduzidas na Soyuz TMA foram:

- a utilização dos novos assentos de amortecimento Kazbek-UM possuindo quatro novos redutores de choque que proporcionam também um melhor ajuste do assento dependendo da massa do astronauta;
- um novo arranjo da disposição do equipamento acima e por baixo dos assentos no Módulo de Descida que permite assim acomodar assentos mais compridos, permitindo o acesso a tripulantes com uma maior altura. Aumentou-se também a área de acesso através da escotilha, diminuiu-se a altura do painel de controlo, introduziu-se um novo sistema de arrefecimento e ventilação e instalaram-se novos sistemas de armazenamento de dados.

[1] De salientar que no caso da Soyuz TM a velocidade máxima que o veículo poderia atingir no regresso à Terra utilizando o seu pára-quedas principal era de 3,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de descida de 2,6 m/s. Com o pára-quedas de reserva a Soyuz TM poderia atingir uma velocidade máxima de 6,1 m/s, com uma velocidade normal de descida de 4,3 m/s.

- O velho painel de controlo Neptune-M foi substituído pelo novo Neptune-ME com novos processadores e com dois novos visores de cristais líquidos, sendo a sua posição sobre as pernas dos tripulantes mais elevada. Anexo ao Neptune-ME foram colocados novos controlos manuais de aproximação e acoplagem destacáveis ao contrário do que acontecia anteriormente na versão TM onde eram fixos junto do assento central, podendo agora ser armazenados em braços retracteis por detrás do painel de controlo.
- O computador de bordo das Soyuz TM, KS-020, foi substituído pelo novo KS-020M contendo um novo *software*. O novo computador aumento a precisão do controlo do veículo durante as fases de reentrada e adiciona a capacidade de mostrar a informação relacionada com os dados de navegação. A origem desta informação foi melhorada com a introdução do novo acelerómetro de seis eixos BILU em substituição do acelerómetro de eixo único KI-68-1.
- Os velhos gravadores Mir-3 e Orion foram substituídos por um novo sistema de gravação de dados denominado SZI, capaz de gravar voz e dados.




- No Módulo de Descida a estrutura primária das áreas reservadas para os assentos esquerdo e direito foram aumentadas, respectivamente a profundidade da cavidade da zona de descanso dos pés foi aumentada em 30 mm, permitindo assim uma melhor acomodação para astronautas de maiores dimensões e respectivos assentos. Em resultado destas alterações procedeu-se a uma mudança no sistema de tubagens e cabos nas áreas junto dos assentos esquerdo e direito.
- No que diz respeito à estrutura básica do Módulo de Descida, poucas modificações foram introduzidas. Todos os elementos soltos e capazes de se tornarem em projécteis letais foram eliminados ou colocados noutras posições.
- Foram realizadas modificações no sistema de aterragem:
  - Dois conjuntos de seis motores foram substituídos por outros dois conjuntos de três motores;
  - Por forma reduzir o erro na determinação da altitude de accionamento dos retro-foguetões na aterragem, foi substituído o altímetro Kaktus-IV pelo novo Kaktus-2V.

Porém, na realidade, a verificaram-se mais modificações entre as capsulas Soyuz-11[2] e Soyuz-12 do que as registadas entre a versão TM e a versão TMA da Soyuz. Assim, a Soyuz TMA pode ser encarada como uma modificação menor da Soyuz TM. No futuro a RKK Energiya prepara a construção de verdadeiros novos modelos da Soyuz, mais precisamente uma versão intermédia denominada Soyuz TMS e uma versão final denominada Soyuz TMM, apesar de não haver qualquer indicação sobre a possível data e entrada ao serviço destes veículos.

[2] Recorde-se que foi a bordo da Soyuz-11 / 7K-OKS n.º 32 (05283 1971-053A) que faleceram os cosmonautas Georgi Timofeyevich Dobrovolski, Vladislav Nikolaievich Volkov e Viktor Ivanovich Patsayev, quando regressavam a 29 de Junho de 1971, de uma estadia recorde a bordo da estação espacial Salyut-1.

A Soyuz TMS terá computadores melhorados, dois motores de travagem adicionais no seu sistema de aproximação e acoplagem, e os seus pára-quedas poderão ser abertos a mais baixa altitude por forma a aumentar a precisão da aterragem tendo em vista a mudança do local de aterragem para território russo.

Por seu lado a Soyuz TMM terá modificações semelhantes às da Soyuz TMS, além da introdução de um novo sistema de transmissão por satélite (Regul) e um novo sistema de encontro e acoplagem (Kurs-MM). De maior importância será a sua capacidade de permanecer no espaço por períodos de 380 dias, reduzindo assim de forma excepcional o número de missões. A versão Soyuz TMM terá também um único computador colocado no Módulo de Descida, ao contrário do que se passa actualmente com a existência de um computador no Módulo de Descida e outro no Módulo de Serviço).

A seguinte tabela indica as principais diferenças a nível antropométrico entre a Soyuz TM e a Soyuz TMA (dimensões em metros e quilogramas):

| Parâmetros | Soyuz TM | Soyuz TMA |
|---|---|---|
| **Altura dos tripulantes** | | |
| ▪ Máximo em pé | 1,82 | 1,90 |
| ▪ Mínimo em pé | 1,64 | 1,50 |
| ▪ Máximo sentado | 0,94 | 0,99 |
| **Circunferência do peito dos tripulantes** | | |
| ▪ Máximo | 1,12 | Sem limite |
| ▪ Mínimo | 0,96 | Sem limite |
| **Massa dos tripulantes** | | |
| ▪ Máximo | 0,85 | 0,95 |
| ▪ Mínimo | 0,56 | 0,50 |
| **Comprimento máximo dos pés** | - | 0,295 |

## *Programa de modificação do Módulo de Descida para a Soyuz TMA*

Por forma a serem validadas as soluções técnicas apresentadas para a modificação do desenho e equipamento do Módulo de Descida, foram levados a cabo uma série de testes com um modelo do veículo.

O programa de testes foi dividido em:

- Testes de impacto por ordem a verificar a integridade da estrutura modificada do Módulo de Descida e dos pontos de união, além de testes funcionais dos novos assentos e determinação dos pontos de choque para a tripulação durante a aterragem;

Antes de ser aprovada para o primeiro voo, as capsulas Soyuz TMA tiveram que passar por diferentes tipos de testes entre os quais os testes de impacto que verificaram a integridade física e estrutural do veículo. Nas três imagens em cima a capsula é submetida a um desses testes. Imagens: Rosaviakosmos.

- Testes integrados com a largada em voo do modelo da capsula para verificar a interacção dos novos sistemas e das estrutura do Módulo de Descida em condições de voo e nas fases de abertura do pára-quedas e aterragem.

Durante os testes de impacto foram utilizadas velocidades máximas para verificar as características estruturais do Módulo de Descida, realizando-se também oito largadas para determinar os resultados dos impactos na tripulação dentro dos limites permitidos para as velocidades de descida.

Durante as largadas em voo do módulo, foi possível verificar o modo funcional e a performance dos novos sistemas do Módulo de Descida durante as fases de abertura do pára-quedas e aterragem, verificando-se as velocidades de quantificando-se o choque do impacto para as tripulações a bordo. Foi possível também fazer-se a análise da interacção entre os sistemas modificados do módulo e das suas montagens durante as fases de regresso já referidas.

As largadas em voo foram feitas a partir de um avião Ilyushin IL-76 modificado. A primeira largada foi levada a cabo a 24 de Dezembro de 1998 e teve como objectivo a análise de um regresso à Terra normal. A 8 de Abril de 1999 foi simulada uma falha no pára-quedas, com a sua consequente largada e abertura do pára-quedas de reserva com aterragem posterior. A 1 de Setembro de 1999 foi simulada uma abortagem na fase inicial do lançamento com a largada da capsula a uma altitude de 5 km. Pretendeu-se assim simular uma aterragem nas condições resultantes de uma falha na fase inicial da colocação em órbita do veículo. No dia 1 de Dezembro foi levada a cabo uma simulação na qual o pára-quedas principal não se abriu, tendo-se de recorrer ao pára-quedas suplente.

Recuperação de uma capsula Soyuz TMA após um teste no qual foi largada de um avião em altitude para analisar o funcionamento do sistema de pára-quedas. Imagens: Rosaviakosmos.

Com a realização destes testes ficou assegurado que era possível a acomodação de uma tripulação com parâmetros antropométricos superiores aos permitidos na Soyuz TM, permitindo também a permanência da tripulação no Módulo de Descida durante todas as fases do voo. Verificou-se também a redução das velocidades de descida em 40%-50% dos valores normais e em 30%-40% na velocidade permitida para a aterragem em todos os modelos testados. Finalmente verificou-se uma redução nas cargas-g na aterragem de acordo com a redução da velocidade.

## *A tripulação da Soyuz TMA-1*

Como é usual nas missões espaciais tripuladas russas, duas tripulações foram preparadas para levar a cabo esta missão. A tripulação principal era composta pelos cosmonautas Sergei Viktorovich Zalyotin, Frank De Winne e Yuri Valentinovich Lonchakov, enquanto que a tripulação suplente era composta pelos cosmonautas Yuri Valentinovich Lonchakov e Alexander Ivanovich Lazutkin. De salientar que Yuri Lonchakov pertencia primeiramente somente à tripulação suplente, tendo numa fase avançada de preparação para o voo, ocupado o lugar do turista americano Lance Brass.

**Sergei Viktorovich Zalyotin** (392RUS92) – Nascido a 21 de Abril de 1962 na cidade de Schekino, Região de Tula, Sergei Zalyotin foi o Comandante da missão espacial Soyuz TMA-1. Frequentou a Escola Superior de Pilotos da Força Aérea Soviética de V. P. Chkalov, em Borisoglebsk, tendo-se graduado em 1983 com um diploma de piloto engenheiro e servindo posteriormente na Força Aérea Soviética durante sete anos.

Foi seleccionado para cosmonauta a 11 de Maio de 1990. Entre Outubro de 1990 e Março de 1992 levou a cabo o treino básico de cosmonauta no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, qualificando-se para comandante de uma missão á estação espacial Mir a 11 de Março de 1992 perante o Comité de Qualificação Interdepartamental. Entre 1992 e 1994 frequentou a Universidade Estadual de Moscovo – Centro Internacional de Sistema de Treino, onde levou a cabo trabalhos de graduação na área dos recursos terrestres.

Entre Setembro de 1997 e Julho de 1998 inicia o treino como Comandante Suplente da missão espacial Soyuz TM-28 / EO-26 à estação espacial Mir, lançada a 13 de Agosto de 1998. Entre Outubro de 1998 e Março de 1999 é coordenador na NASA do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin.

Entre Março e Maio de 1999 leva a cabo o treino como Comandante da tripulação EO-28 à estação espacial Mir. Porém, devido a problemas financeiros em Junho de 1996, dá-se o cancelamento da missão EO-28 e a colocação da estação espacial Mir em modo automático e não-tripulado. Entre Junho de 1999 e Março de 2000 leva a cabo um novo treino como Comandante da tripulação EO-28 para a estação espacial Mir.

Zalyotin realiza o seu primeiro voo espacial entre 4 de Abril e 16 de Junho de 2000 como Comandante da missão Soyuz TM-30 / EO-28 juntamente com o cosmonauta Alexander Yurievich Kaleri. A 12 de Maio de 2000 levou a cabo uma saída para o espaço durante 5h 03m. Sergei Zalyotin e Alexander Kaleri foram os últimos ocupantes da estação espacial Mir.

Entre Maio e Outubro de 2001 treinou como Comandante Suplente da missão espacial Soyuz TM-33 ISS-3S Andromeda, lançada a 21 de Outubro de 2001, juntamente com a cosmonauta Nadezhda Vasilievna Kuzhelnaya. Recebe a classificação de Cosmonauta 2ª Classe.

A 10 de Dezembro de 2001 iniciou o treino como Comandante da tripulação principal da missão Soyuz TMA-1 juntamente com o cosmonauta belga Frank De Winne e desde 1 de Outubro de 2002 também com o cosmonauta Yuri Lonchakov.

Zalyotin é Coronel na Força Aérea Russa, sendo Instrutor-Teste Cosmonauta do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin. Zalyotin é casado e tem um filho nascido em 1984. Foi-lhe atribuído o título de Herói da Federação Russa, Piloto-Cosmonauta da Federação Russa, sendo condecorado com a medalha Estrela Vermelha da Federação Russa e quatro medalhas de jubileu da Rússia. Tem como principais passatempos o xadrez e actividades desportivas.

Sergei Zalyotin foi o 59º russo e o 250º ser humano (juntamente com Yuri Lonchakov) a realizar duas missões espaciais. Antes da missão espacial Soyuz TMA-1 Sergei Zalyotin possuía 72d 19h 42m 16s de experiência em voo espacial.

**Frank De Winne** – Engenheiro de Voo-1 da missão Soyuz TMA-1, Frank De Winne nasceu a 25 de Abril de 1961 na cidade de Ghent. Graduou-se na escola Real de Cadetes de Lier em 1979 e ingressou na Academia Real Militar em Bruxelas, recebendo o Grau de Mestre em Telecomunicações e Engenharia Civil em 1984.

Entre 1986 e 1989, De Winne serviu como piloto de caças Mirage V na Força Aérea Belga, sendo posteriormente destacado para a Companhia SAGEM em Paris para trabalhar num programa de desenvolvimento de medidas de segurança para os Mirage.

Em 1992 ingressou na *Empire Test Pilot School*, em Boscombe Down, Inglaterra, e foi destacado para o ramo de teste e avaliação da Força Aérea Belga. Em 1993 e 1994 trabalhou no programa de guerra electrónica CARAPACE para o F-16 na Base Aérea de Eglin, Florida – Estados Unidos, e num programa de protecção para o avião Hércules C-130, servindo também como piloto.

Foi Oficial de Segurança de Voo para o *1st Fighter Wing* da Força Aérea Belga em Beauvechain entre Janeiro de 1994 e Abril de 1995, regressando posteriormente ao trabalho de piloto de teste primeiro com o programa EPAF (*European Participating Air Forces*), na Base Aérea de Edwards, Califórnia, e depois como piloto sénior na Força Aérea Belga.

Era Comandante do 349º Esquadrão de Combate da Força Aérea Belga estacionado na Base Aérea de Kleine Brogel, Bélgica, quando foi seleccionado para o corpo de astronautas da Agência Espacial Europeia em Outubro de 1998, iniciando no Verão de 2000 um programa de treinos no Centro Espacial Johnson, Houston – Texas, qualificando-se como Especialista de Missão e como membro para uma missão à ISS. Em Agosto de 2001 iniciou os treinos no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin e desde 10 de Dezembro de 2001 ficou integrado numa tripulação principal para voar na Soyuz TM ou Soyuz TMA, na quarta tripulação de visita à estação espacial internacional.

De Winne possui mais de 2.300 horas de voo em diversos tipos de aviões (Mirage, F-16, Jaguar e Tornado). É casado e tem dois filhos e uma filha. Foi o primeiro piloto não americano a receber o Prémio *Joe Bill Dryden Semper Viper* em 1997 por demonstrar perícia excepcional durante o voo. Como passatempos preferidos tem o futebol, computadores e gastronomia.

Frank De Winne foi o 424º ser humano a realizar um voo espacial, sendo o segundo astronauta belga[3].

[3] O primeiro astronauta belga foi Dirk Frimout que participou na missão STS-45 ATLAS-1 (21915 1992-015A) realizada pelo vaivém espacial OV-104 Atlantis entre os dias 24 de Março e 2 de Abril de 1992

**Yuri Valentinovich Lanchakov** (401RUS94) – Tenente-Coronel da Força Aérea Russa, Yuri Lonchakov foi o Engenheiro de Voo-2 da missão espacial Soyuz TMA-1.

Nascido a 4 de Março de 1965 em Balkash, Região de Dzhezkazgan – República Socialista Soviética do Cazaquistão, Lonchakov graduou-se em 1986 na Escola Superior da Força Aérea Soviética de Orenborg – I. S. Polbin, obtendo em 1998 uma especialização em Teste de Veículos e Sistemas em Voo pela Academia de Engenharia da Força Aérea de Zhukovski.

Entre 1986 e 1995 serviu em unidades navais na frota do Mar báltico e em unidades de defesa da Força Aérea, sendo classificado como piloto militar de 1ª Classe. Em 1998 foi seleccionado para o corpo de cosmonautas e entre Janeiro de 1998 e Novembro de 1999 frequentou o curso geral de cosmonauta no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin. Desde 22 de Setembro de 1999 é classificado como cosmonauta. Entre Janeiro e maio de 2000 frequenta o treino de voo no programa da estação espacial internacional e a 24 de Junho é nomeado coordenador (representante) do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin na NASA.

Realiza o seu primeiro voo espacial entre 19 de Abril e Maio de 2001 a bordo do vaivém espacial americano OV-105 Endeavour na missão STS-100 ISS-8A, tendo como destino a estação espacial ISS. Recebe a classificação de Cosmonauta 3ª Classe.

A 25 de Março de 2003 inicia o treino como Comandante Suplente da missão espacial Soyuz TMA-1, juntamente com o Engenheiro de Voo Alexander Lazutkin. No dia 1 de Outubro de 2002 é seleccionado para a tripulação principal da Soyuz TMA-1 como Engenheiro de Voo-2.

Lonchakov é casado e tem um filho. Foi condecorado com três medalhas de jubileu da Rússia e com a medalha P. Nester, bem como com a medalha *NASA Space Flight* em 2001. Como passatempos gosta de praticar esqui alpino, mergulho subaquático, astronomia (constrói telescópios), guitarra (toca, canta e é compositor), actividades desportivas, fotografia e é coleccionador de minerais e achados arqueológicos.

Yuri Lonchakov foi o 59º russo e o 250º ser humano (juntamente com Sergei Zalyotin) a realizar duas missões espaciais. Antes da missão espacial Soyuz TMA-1 Lonchakov possuía 11d 21h 31m 14s de experiência em voo espacial.

## *Objectivos principais da missão Soyuz TMA-1*

Segundo a Corporação Energiya, a quarta missão "táxi" á ISS tinha como objectivos principais:

- Lançamento da tripulação internacional ISS-5S utilizando o veículo Soyuz TMA-1;
- A troca e substituição do veículo Soyuz TM-34 que então servia como veículo de emergência da ISS desde 27 de Abril de 2002;
- A implementação das experiências Acoutika-M, Diurez, Biotes, Biodegradation, Uraga e Diatomeya, de acordo com o programa científico russo, e das experiências VITAMIN D, RHOSIGNAL, RAMIROS, MESSAGE, GCF-B, PROMISS, CARDIOCOD, NEUROCOD, SYMPATHO, VIRUS, SLEEP, DCCO, ZEOGRID, NANOSLAB, COSMIC, LSO-B e EDUCATION, de acordo com o programa comercial Odissea a bordo da ISS;
- A solução de problemas técnicos a bordo da ISS;
- Regresso a bordo da Soyuz TM-34.

Durante a missão foram levadas a cabo 64 sessões com 23 experiências (17 experiências pertenceram ao Projecto Odissea da ESA/OSTC e 6 experiências no âmbito do programa russo). As sessões experimentais estiveram distribuídas pelos tripulantes da TMA-1 da seguinte forma: o Comandante Zalyotin realizou 30h 50m de sessões experimentais, o Engenheiro de Voo-1 Dw Winne realizou 39h 15m e o Engenheiro de Voo-2 realizou 25h 00m de sessões experimentais. Ao abrigo do programa Odissea os dois tripulantes russos a bordo da ISS também levaram a cabo 10h 35m de sessões experimentais (O Comandante da ISS, Korzun, levou a cabo 2h 15m, enquanto que o Engenheiro de Voo-2 da ISS, Trashchev, levou a cabo 8h 20m de sessões experimentais).

Muito do material necessário para a missão Soyuz TMA-1 foi transportado a bordo do cargueiro espacial Progress M1-9 (27531 2002-045A) lançado no dia 25 de Setembro de 2002. No total foram transportados 83,95 kg de material a

bordo do Progress, enquanto que a Soyuz TMA-1 transportou 23,93 kg de material. Do total de resultados obtidos nesta missão, 23.20 kg foram transportados de regresso à Terra a bordo da capsula Soyuz TM-34, enquanto que 46,75 kg deverão ser transportados a bordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis na missão ISS ULF-1 que foi agora adiada devido ao acidente com o vaivém espacial OV-102 Columbia.

**Experiências russas realizadas na missão Soyuz TMA-1**

- **Acoustika-M** – esta experiência teve como principal propósito a determinação da carga acústica sobre a tripulação da ISS tendo em conta o ruído produzido pelos diversos sistemas a bordo, sinais de voz e interferências durante as sessões de comunicação, a avaliação da qualidade das comunicações por voz e audição e avaliação da redução da carga acústica durante as sessões de comunicação e melhoramento da qualidade da comunicação a bordo da estação espacial. Assim, os objectivos da Acoustika-M centraram-se na gravação de informação por voz na ISS e interferências nos canais de comunicação durante as diferentes sessões de comunicação da tripulação com o solo para posterior análise. Realizaram-se também medições das características acústicas do meio na ISS e avaliaram-se as qualidades dos canais de transmissão de comunicação e carga acústica na tripulação durante as sessões de comunicação.

Fotografia obtida durante o treino da tripulação da Soyuz TMA-1, dias após Yuri Lonchakov ser integrado na tripulação principal. Imagem: RSC Energiya.

- **Diurez** – o objectivo desta experiência foi a obtenção de dados sobre o metabolismo da água salgada e o seu controlo hormonal num ambiente de microgravidade e análise do período de adaptação após o voo. Estudou-se a dependência entre a actividade eliminatória renal e o seu controlo hormonal, analisando-se também o balanço entre o fluído e os electrólitos.

- **Biotest** – esta experiência teve como objectivo a investigação das emissões ópticas na atmosfera e ionosfera terrestre associadas com trovoadas e actividades sísmica. Pretendeu-se desenvolver o teste de métodos para monitorizar as tempestades e emissões ópticas na atmosfera e ionosfera terrestre sobre várias condições geográficas e geofísicas. Pretendeu-se também obter dados estatísticos sobre a distribuição global da actividade electromagnética em latitudes médias e altas. Investigou-se também o brilho nocturno sobre áreas com actividade sísmica.

- **Biodegradation** – o propósito desta experiência foi o desenvolvimento de técnicas biológicas de segurança para veículos espaciais baseadas na investigação dos estados iniciais de colonização de superfícies de materiais estruturados por vários microorganismos. O objectivo da Biodegradation centrou-se na investigação dos estados de colonização de diversos microorganismos nos espaços habitacionais fechados da ISS.

- **Uragan** – pretendeu testar sistemas para prever a ocorrência de desastres naturais e de desastres originados pela actividade Humana. A experiência consistiu na observação visual da superfície terrestre e foi uma continuação de outras experiências dentro do mesmo âmbito levadas a cabo na estação espacial Mir.

- **Diatomeya** – teve como objectivo estudar a estabilidade da localização geográfica e configuração das fronteiras das área aquáticas bioprodutivas, através da exploração dessas área localizadas entre os paralelos 54º latitude Norte e 54º latitude Sul. Pretendeu-se identificar as coordenadas actuais das áreas aquáticas de maior produção biológica. Registou-se a forma, estrutura e características morfométricas dessas formações, contrastando em cores relacionadas com áreas de bioprodução específicas nos oceanos.

**Experiências realizadas na missão Soyuz TMA-1 ao abrigo do programa Odissea**

- **VITAMIN D –** teve como propósito a caracterização do efeito da microgravidade no mecanismo de acção da Vitamina D nos osteoblastos dos mamíferos. O objectivo desta experiência foi o estudo das alterações induzidas pela microgravidade no gene regulador da vitamina 1,25(OH)2 Vitamina D3. Foram utilizados osteoblastos MC3T3-E1 para se obter uma expressão em tempo real do gene em questão. Estudou-se também os mecanismos por debaixo das alterações relacionadas com a microgravidade nos genes dos osteoblastos.

- **RHOSIGNAL –** investigaram-se as alterações funcionais dos mecanismos centrais de ligação molecular nos meios de sinalização das ligações moleculares nos fibroblastos humanos submetidos aos efeitos da microgravidade, utilizando-se procedimentos imunomorfológicos.
- **RAMIROS –** análise dos efeitos biológicos das radiações de partículas pesadas em tecidos de mamíferos primários no espaço, por forma a compreender a forma como as células unitárias e o seu ambiente reagem sobre o efeito das radiações, tendo em mente a contribuição para o melhoramento das condições de segurança contra as radiações nas actividades espaciais humanas. A RAMIROS passou pela detecção e estudo da ocorrência de diferentes lesões a nível do DNA (sinais cancerígenos e de envelhecimento) durante o voo espacial.
- **MESSEGE –** ao fazer desenvolver uma estirpe biológica da *Ralstonia metallidurans* CH34, esta experiência pretendeu investigar o impacto das condições do ambiente espacial na mobilidade microbial e nos processos genéticos (expressão dos genes, mutações, reparações e rearranjos do DNA, transferência de genes, etc.).
- **GCF-B –** com a GCF-B pretendeu-se verificar os resultados obtidos no primeiro voo do GCF levado a cabo a quando da missão Soyuz TM-33 Andromeda em Outubro de 2001. O propósito desta experiência é o crescimento de cristais de macromoléculas biológicas utilizando a técnica de cristalização por contra difusão no espaço. Os cristais obtidos são depois comparados com espécimens obtidos em Terra.
- **PROMISS –** a PROMISS tem como objectivo o estudo dos processos de crescimento das proteínas em condições de microgravidade utilizando a técnica de cristalização por contra difusão no espaço. Foram medidos os parâmetros de crescimento dos cristais das proteínas estudadas e as alterações na composição do líquido em torno dos cristais em crescimento. Foi também utilizado um microscópio halográfico para investigação óptica dos mecanismos de crescimento dos cristais em condições de microgravidade e procedeu-se a uma análise detalhada e uma interpretação quantitativa do relacionamento entre a qualidade dos cristais obtidos e o ambiente no qual foram produzidos pelo método de halografia digital. Esta experiência foi levada a cabo na *Microgravity Science Glovebox* no módulo Destiny.
- **CARDIOCOG –** teve como propósito o estudo das alterações do sistema cardiovascular humano em imponderabilidade ao nível das artérias periféricas, além de se estudar a regulação vegetativa da pressão arterial e do ritmo de batimentos cardíacos. Os objectivos a atingir com a CARDIOCOG foram a investigação dos efeitos da microgravidade no sistema cardiovascular e a interacção entre este sistema e o sistema respiratório, além de se estudar as alterações do sistema cognitivo e as reacções em estados de tensão causadas pelo voo espacial.
- **NEUROCOG –** estudou-se a integração dos sistemas visual, vestibular e de percepção de informação para a percepção da orientação espacial. Pretendeu-se assim analisar os efeitos do voo espacial na percepção e nos processos de memorização de um astronauta na orientação e localização.
- **SYMPATHO –** o objectivo desta experiência foi o estudo da actividade do sistema simpático utilizando meios de análise laboratorial durante o voo espacial e após a obtenção de amostras sanguíneas. Pretendeu-se assim verificar as hipóteses levantadas acerca das alterações das actividades simpáticas durante o voo espacial.
- **VIRUS –** pretendeu-se determinar a frequência da reactivação induzida em vírus latentes e em doenças clínicas após a exposição às condições físicas, fisiológicas e psicológicas do voo espacial. O objectivo desta experiência é a análise laboratorial de amostras de saliva obtidas antes, durante e após o voo por forma a se investigar as alterações no sistema imunitário e o potencial de reactivação e disseminação dos vírus em estado latente.
- **SLEEP –** pretendeu compreender os efeitos do voo espacial no sono e no desenvolvimento de contramedidas efectivas para o voo espacial de curta e longa duração. Durante esta experiência levou-se a cabo uma permanente monitorização da actividade motor do sujeito e o registo da intensidade luminosa na área de localização da tripulação na ISS.
- **DCCO -** levada a cabo na *Microgravity Science Glovebox* no módulo Destiny, esta experiência teve como propósito a medição da difusão isotermal em misturas binárias e ternárias representativas dos actuais crudes de petróleo. Teve como objectivo o estudo dos fenómenos das transferências de massa e a quantificação dos coeficientes de difusão.
- **ZEOGRID –** esta experiência teve como objectivo a investigação da organização induzida de lâminas nanoscópicas de zeolite.

- **NANOSLAB –** estudo dos mecanismos de agregação e cinética de lâminas nanoscópicas de ZSM-5 e Silicato-1 em fases híbridas de ZSM-5 / Silicato-1 em condições de microgravidade. O objectivo do NANOSLAB foi o de obter perfis cinéticos da formação de fases de ZSM-5 / Silicato-1 em microgravidade.
- **COSMIC –** estudo da formação de microestruturas de amostras de Ti-Al-B durante sínteses auto-propagadas de combustão a altas temperaturas.
- **LSO-B** – estudo da radiação óptica na atmosfera e ionosfera terrestre relacionada com actividades electromagnéticas e processos sísmicos (brilho óptico da alta atmosfera e ionosfera acompanhado por fenómenos denominados "elfos" e "duendes"). Foram realizadas medições espaciais e espectrais da intensidade do brilho dos fenómenos de "elfos" e "duendes" e comparação destes dados com a intensidade de radiação das tempestades electromagnéticas na atmosfera. Testaram-se também novos procedimentos para medições espaciais no nadir e estudou-se a frequência dos fenómenos e a sua origem baseada em observações durante dezenas de horas.
- **EDUCATION –** demonstração de alguns fenómenos físicos em voo orbital para propósitos educativos (através de vídeo). Implementação das actividades da comunidade ARISS com o objectivo de suportar e desenvolver o contacto com radioamadores utilizando o equipamento de rádio existente na ISS. Durante as actividades da experiência EDUCATION levaram-se a cabo filmagens de Frank De Winne demonstrando diferentes fenómenos físicos tais como o comportamento dos líquidos na ausência de gravidade (bolha de ar numa gota de água e gota de água sobre uma superfície), comportamento de materiais em gravidade zero (planadores e objectos sóidos), e procedeu-se também à transmissão em tempo real a partir da ISS dessas experiências para algumas escolas belgas que colocaram também questões ao cosmonauta.

Treze experiências do programa Odissea foram levadas a cabo a bordo do segmento russo da ISS, enquanto que quatro experiências (PROMISS, NANOSLAB, COSMIC e DCCO) foram levadas a cabo no segmento americano da estação orbital. Muitas das experiências tiraram partido de material e instrumentação já utilizada nas missões Andromeda e Marco Polo.

O acordo para a realização de mais um voo conjunto entre a Rússia e a Agência Espacial Europeia foi assinado a 18 de Abril de 2002 entre a Agência Espacial e de Aviação da Rússia, a Corporação Espacial e de Foguetões S. P. Korolev – Energiya, a Agência Espacial Europeia e o Departamento Belga para os Assuntos Científicos, Técnicos e Culturais. O acordo previa o voo de um tripulantes belga membro da equipa de astronautas europeus, a bordo da Soyuz TMA-1 como Engenheiro de Voo na Quarta tripulação russa de visita à ISS, levando a cabo programa científico Odissea nas área da Biotecnologia, Ciências da Vida, Física, Geofísica e Programas Educacionais.

A missão de Frank de Winne, para a qual foi nomeado em 29 de Novembro de 2001, faz parte de um acordo entre as duas agências espaciais que prevê a realização de várias missões à ISS até ao ano de 2006.

## *Preparação para a missão Odissea*

Após ser designado para participar na missão Soyuz TMA-1, De Winne iniciou um programa de treinos no Centro de Treino para Cosmonautas Yuri A. Gagarin. O programa de treinos incluiu várias simulações a bordo de um modelo da Soyuz TMA, treino físico, treino teórico e treino específico para a sua missão. No início de Junho de 2002 terminou os seus exames teóricos de preparação para o voo e iniciou os preparativos finais para o voo a bordo da ISS.

De salientar que nesta altura da preparação para a missão, o cantor Lance Brass ainda fazia parte da tripulação da Soyuz TMA-1. Apesar de Ter iniciado os treinos para o voo espacial e de ter sido aprovado nos exames médicos, o sonho de Lance Bass acabou por se desmoronar em princípios de Setembro de 2002 quando os seus patrocinadores não conseguiram reunir $USD20.000.000 solicitados pelas autoridades russas para poder financiar a sua missão espacial. O seu lugar acabaria por ser ocupado por um membro da tripulação suplente, no entanto, e segundo o jornal electrónico MoscowTimes.com em 23 de Setembro de 2002, Bass iria continuar o seu treino em Moscovo tendo em vista uma missão espacial em 2003.

Após a saída de Lance Bass da tripulação da Soyuz TMA-1, a Rússia ponderou sobre a possibilidade de ocupar o espaço agora vago pelo turista americano com um contentor contendo materiais necessários na ISS ou ocupar esse lugar com outro tripulantes. A decisão de transferir Yuri Lonchakov para a tripulação principal da TMA-1 foi tomada em meados de Outubro. A nomeação de Lonchakov surge a poucas semanas do lançamento e de salientar que esta missão havia já sido adiada por uma semana no mês de Agosto. Um novo adiamento veio a acontecer após a explosão do dia 15 de Outubro de um foguetão 11A511U Soyuz-U que deveria colocar em órbita um satélite científico a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. A missão Soyuz TMA-1 estava planeada para ter lugar a partir do dia 28 de Outubro, sendo adiada para o dia 30 de Outubro.

O adiamento da missão TMA-1 foi devido ao facto de o seu lançador 11A511U-FG Soyuz-FG ser uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U. Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviónicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7, o tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

No dia 24 de Outubro de 2002 a Soyuz TMA-1 era colocada no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG. Imagem: RKK Energiya.

É um veículo de dois estágios auxiliados nos momentos iniciais do lançamento por quatro propulsores laterais a combustível líquido. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 105.400 kg, este estágio pesa 6.875 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 101.931 kgf no vácuo. Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Block A tem um comprimento de 27,8 metros e um diâmetro de 3,0 metros. O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko. É capaz de desenvolver uma força de 101.931 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 311 s e um Ies-nm de 245 s. O seu tempo de queima é de 300 s. As suas diferenças de performance em relação ao RD-107 são resultado da utilização na totalidade de componentes russos.

Em torno do Block A estão colocados quatro propulsores designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 44.400 kg, pesando 3.810 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um tempo de queima de 120 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-117 que consome LOX e querosene, desenvolvendo 104.123 Kgf no vácuo durante 130 s. O seu Ies é de 310 s e o Ies-nm é de 264 s.

O último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0124 (11D451M ou 14D23). Tem um peso bruto de 25.500 kg e sem combustível pesa 2.355 kg. É capaz de desenvolver 30.000 kgf e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 3000 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene. O motor RD-0124 foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 157,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.000 kgf, tendo um Ies de 359 s e um tempo de queima de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,4 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é

capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 422.500 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção á ISS. Este lançamento marcou o 1.673º lançamento para um lançador da família do R-7.

| Lançamento | Data | Hora UTC | Veículo Lançador | Local Lançamento | Plat. Lanç. | Carga |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 2001-021 | 20-Mai-01 | 22:32:40 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur | 17P32-5 | Progress M1-6 (26776 2001-021A) |
| 2001-051 | 26-Nov-01 | 18:24:12 | F15000-002 | GIK-5 Baikonur | 17P32-5 | Progress M1-7 (26983 2001-051A) Kolibri (27394 2001-051C) |
| 2002-045 | 25-Set-02 | 16:58:24 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur | 17P32-5 | Progress M1-9 (27531 2002-045A) |
| 2002-050 | 30-Out-02 | 3:11:00 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur | 17P32-5 | Soyuz TMA-1 (27552 2002-050A) |

26 de Outubro de 2002. Transporte da ogiva do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG contendo no seu interior a capsula Soyuz TMA-1, para o edifício de integração e montagem. Imagem: RKK Energiya.

## *A missão Soyuz TMA-1 Odissea*

A capsula Soyuz TMA-1 foi transportada para o edifício de montagem na área de processamento 11P592, anteriormente utilizada para o vaivém espacial Buran, no dia 23 de Outubro e colocada no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador no dia 24 de Outubro, após ser revista pelos engenheiros da Corporação Energiya. Colocada na posição vertical, os três cosmonautas tiveram a oportunidade no dia 26 de Outubro de entrarem no interior do veículo e proceder a algumas vistorias antes do transporte da ogiva contendo no seu interior a Soyuz TMA-1, para o edifício de integração do foguetão lançador.

O último estágio do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG foi acoplado à sua ogiva no dia 27 de Outubro no interior do edifício localizado na Área 254 do Cosmódromo de Baikonur. Posteriormente procedeu-se à colocação do sistema de salvamento de emergência no topo da ogiva e de seguida acoplou-se o último estágio ao primeiro estágio do lançador. O transporte para a plataforma de lançamento teve lugar no dia 28 de Outubro. Ao contrário da maioria dos lançadores ocidentais, os lançadores russos são transportados via carril para a plataforma de lançamento na posição horizontal sendo colocados na vertical na plataforma.

A segurança no Cosmódromo de Baikonur foi altamente reforçada devido aos acontecimentos de 11 de Setembro de 2001 e devido ao facto de as actividades espaciais serem um dos alvos que podem ser dos mais apetecíveis para os grupos terroristas, especialmente depois de um grupo terrorista Checheno ter sequestrado centenas de pessoas no interior de

um teatro em Moscovo. Cães de guarda foram utilizados para vigiar e examinar todos os edifícios que albergaram os três cosmonautas e carros da polícia escoltaram as delegações estrangeiras que assistiram ao lançamento. Todos os visitantes foram observados com detectores de metais e toda a actividade foi detalhada em pormenor.

O lançamento da Soyuz TMA-1 teve lugar às 0311:11UTC do dia 30 de Outubro. O final da ignição dos quatro propulsores laterais (por muitos também considerados como o primeiro estágio do lançador) deu-se a T+1m53,38s (0313:04UTC), seguida pela separação dos mesmos a T+1m57,38s (0313:08UTC). Os propulsores caíram no solo na região n.º 16 de Karaganda Oblast às 0313:48UTC (T+2m37,48s). O Block A continuou a sua ignição ate às 0315:58UTC (T+4m47,30s), altura em que se separou do estágio superior que entrou em ignição. O Block A acabou também por cair na região Karaganda Oblast (área n.º 67). A ogiva de protecção caiu na área n.º 69 (Karaganda Oblast). O final da ignição do último estágio deu-se às 0319:56UTC (T+8m44,96s) e a Soyuz TMA-1 separou-se às 0319:59UTC (T+8m48,26s). A Soyuz TMA-1 ficou colocada numa órbita inicial com um apogeu de 242,0 km de altitude (um erro previsto de mais ou menos 42 km era aceitável), um perigeu de 200,0 km

No dia 27 de Outubro de 2002 o segundo estágio do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG era acoplado ao seu primeiro estágio no interior do edifício de integração e montagem. Imagem: RKK Energiya.

(com um erro aceitável de até aos 207,0 km altitude ou até aos 178 km de altitude), uma inclinação orbital de 51,67º em relação ao equador terrestre (com um erro de mais ou menos 0,058º) e um período orbital de 88,64 m (com um erro de mais ou menos 0,367 m). Após uma correcção inicial da órbita, a Soyuz TMA-1 ficou numa órbita com os seguintes parâmetros: apogeu de 258,76 km de altitude, perigeu de 202,22 km, inclinação orbital de 51,64º e período orbital de 88,81 m.

Iniciando a sua perseguição à estação espacial ISS, a Soyuz TMA-1 realizou três manobras de correcção orbital às 0546UTC e 0727UTC do dia 30 de Outubro, e às 0430UTC do dia 31 de Outubro. A sequência automática de aproximação foi iniciada às 0059UTC do dia 1 de Novembro. Entretanto a ISS realizou uma manobra de orientação às 0217UTC por forma a se colocar na atitude correcta para a acoplagem. Às 0222UTC a Soyuz TMA-1 accionou mais uma vez os seus motores para refinara sua órbita de aproximação, enquanto que às 0232UTC os painéis solares da ISS eram colocados em posição para a acoplagem por forma a mostrarem a menor área possível aos produtos resultantes da ignição dos motores de manobra da Soyuz TMA-1.

A capsula tripulada entrava na zona nocturna da sua órbita às 0241UTC e três minutos mais tarde levava a cabo mais uma correcção de trajectória. O sistema de acoplagem Kurs-A da Soyuz foi activado às 0245UTC seguido às 0247UTC da activação do sistema Kurs-P e também do sistema Kurs-P na ISS. Mais uma correcção orbital da Soyuz seguiu-se às 0306UTC e às 0312UTC o veículo entrava novamente na zona diurna da sua trajectória orbital. A «janela» de comunicação via banda-Ku abriu-se às 0326UTC e às 0339UTC dava-se a perda de sinal por parte das estações terrestres russas, enquanto que a Soyuz TMA-1 estava a 8 km da ISS e estabelecia comunicações com a estação. Às 0340UTC levava-se a cabo a verificação dos canais russos de vídeo e a tripulação da ISS começava a monitorizar a aproximação da Soyuz.

Às 0345UTC encerrava-se a janela de comunicações através da banda-Ku que seria reaberta dois minutos mais tarde. Uma nova correcção orbita deu-se às 0347UTC e às 0349UTC estabelecia-se o ponto alvo para a acoplagem no módulo Pirs. Novas correcções orbitais foram levadas a cabo às 0354UTC e 0356UTC.

Já nas imediações da ISS, a Soyuz TMA-1 entrou em modo de voo em torno da estação às 0358UTC, colocando-se a uma distância fixa às 0407UTC. Entre as 0413UTC e as 0444UTC ambos os veículos permaneceram na área nocturna das suas órbitas e às 0446UTC encerrou-se novamente a «janela» de comunicação em banda-Ku. As estações de rasteio russas adquiriram o sinal da ISS e da Soyuz TMA-1às 0449UTC, e a aproximação final iniciava-se às 0451UTC com a acoplagem a ter lugar às 0501:28UTC com a ISS em voo livre.

No dia do lançamento as más condições atmosféricas não permitiram haver uma boa visibilidade do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG após sair da plataforma de lançamento. Ao lado: um aspecto do interior da Soyuz TMA-1. Imagens: AP e arquivo fotográfico do autor.

As comunicações através de banda-Ku são retomadas às 0509UTC e a estações terrestres russas perdem o sinal do complexo orbital às 0512UTC. Entretanto os mecanismos entre o módulo Pirs e a Soyuz TMA-1 são selados às 0520UTC, enquanto que a ISS inicia uma manobra para permitir a orientação dos painéis solares do segmento russo e da estrutura P6 (em modo automático). O

complexo orbital entra na zona nocturna da sua órbita às 0546UTC e a janela de comunicações via banda-Ku encerra-se às 0546UTC, voltando a abrir às 0554UTC. O complexo volta as sua operacionalidade normal às 0555UTC e a janela de comunicações via banda-Ku volta a fechar-se às 0555UTC. A tripulação da ISS abriu os mecanismos e escotilhas de acesso ao Pirs e a Soyuz às 0605UTC. O controlo da atitude da ISS é retomado pelo segmento americano da estação às 0620UTC.

Zalyotin, De Winne e Lonchakov são recebidos com alegria a bordo da ISS pela tripulação residente constituída pelo Comandante Valery Korzun, pelo Engenheiro de Voo Serguei Traschev e pela Oficial de Ciência Peggy Whitson ( que constituíam a Expedition Five). Depois de entrarem na ISS foi a vez de De Winne falar com os delegados da ESA e alguns políticos, felicitando-o pela missão.

A aproximação final à ISS momentos antes da acoplagem no módulo Pirs. Esta foi a primeira vez que a Rússia utilizou um veículo espacial tripulado sem antes levar a cabo um ou dois voos espaciais não tripulados como aconteceu com as versões anteriores da Soyuz. Imagem: NASA.

Após a acoplagem os três cosmonautas transladaram os seus assentos individuais desde a Soyuz TMA-1 para a Soyuz TM-34[4], que se encontrava acoplada ao módulo Zarya, enquanto que os três membros da Expedition Five colocavam os seus próprios assentos individuais no novo veículo que acabara de chegar às estação orbital.

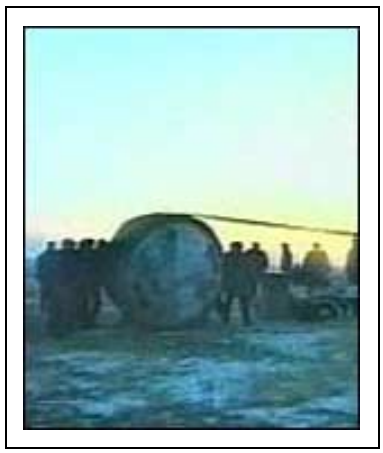
As actividades científicas a bordo da ISS foram levadas a cabo entre os dias 1 e 8 de Novembro. A maior parte das experiências foram montadas no módulo Pirs. Os dois tripulantes russos da TMA-1 iniciaram também a preparação da TM-34 para o seu regresso à Terra, com a reactivação do veículo.

A separação entre a Soyuz TM-34 e a ISS deu-se às 2044 UTC do dia 9 de Novembro e a capsula iniciou o regresso à Terra. Após a separação a ISS ficou numa órbita com um apogeu de 418,1 km, um perigeu de 384,4 km, uma inclinação orbital de 51,65º e um período orbital de 92,3 m.

Os «motores de travagem» da Soyuz TM-34 foram accionados às 2310UTC. Segundo os cosmonautas a aterragem foi mais violenta do que o costume devido aos fortes ventos na região. A Soyuz TM-34 aterrou às 004:20UTC do dia 10 de Novembro, a 100 km NE da cidade de Arkalyk, Cazaquistão (aproximadamente 290 km SW de Astana, capital do Cazaquistão), num local com as coordenadas geográficas 51º00 N – 67º35 W, situado nas estepes cazaques. Sendo uma aterragem nocturna, os três homens não tinham noção da distância ao solo e nem mesmo os helicópteros de apoio conseguiam vislumbrar o veículo. Devido à falta de visibilidade os cosmonautas não se conseguiram preparar para a aterragem e quando sentiram a ignição dos motores de

[4] De recordar que a Soyuz TM-34 / 7K-STM 11F732 n.º 208 (27416 2002-020A), lançada a 25 de Abril de 2002, foi o último veículo desta série a ser construído. Os veículos 7K-STM 11F732 n.º 209 e 7K-STM 11F732 n.º 210 não chegaram a ser construídos.

travagem e o impacto no solo, este pareceu mais duro do que é habitual apesar de não resultar qualquer problema para os ocupantes da capsula.



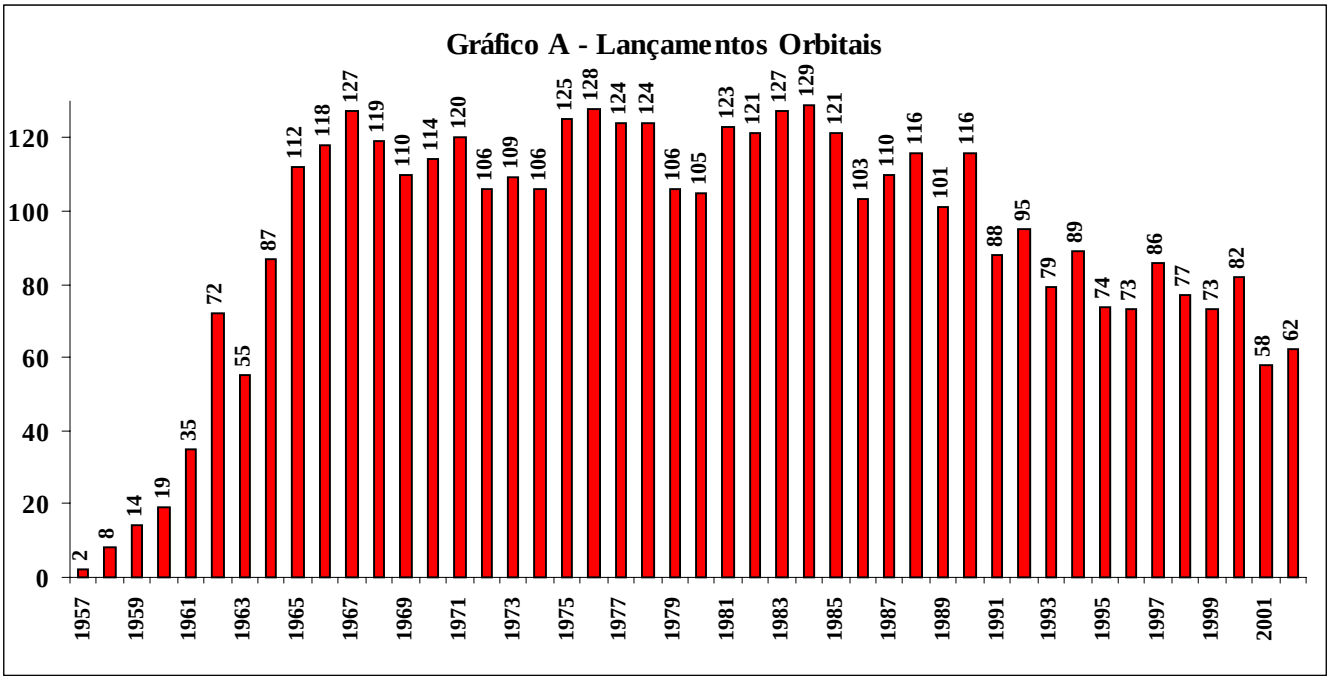
Após a aterragem com uma temperatura de –8ºC e com o vento a soprar com uma velocidade de 7 m/s, a escotilha da capsula foi aberta quinze minutos após a aterragem e os três cosmonautas foram retirados do interior da capsula, sendo colocados em cadeiras especiais que os ajudaram a readaptar à gravidade terrestre. De imediato observados pelos médicos russos que verificaram que os três homens se encontravam em boas condições físicas e psicológicas. O príncipe Philippe da Bélgica encontrava-se no local de aterragem da Soyuz TM-34 para saudar Frank De Winne. Posteriormente foram transportados para Astana em helicópteros separados e depois seguiram para a Cidade das Estrelas nos subúrbios de Moscovo, onde chegaram a 10 de Novembro. Na Cidade das Estrelas os três homens foram submetidos a exames médicos, realizaram relatórios preliminares relacionados com a missão e tiveram contactos com os jornalistas e familiares.

A missão Soyuz TMA-1 Odissea teve uma duração de 10d 20h 52m 49s. Após esta missão o cosmonauta Sergei Viktorovich Zalyotin ficou com 93d 16h 35m 05s de experiência em voo espacial, por seu lado Yuri Valentinovich Lonchakov ficou com 22d 20h 24m 03s de voo espacial e o cosmonauta Frank De Wine ficou com 10d 20h 52m 49s de experiência em voo espacial.

# Lançamentos 2002

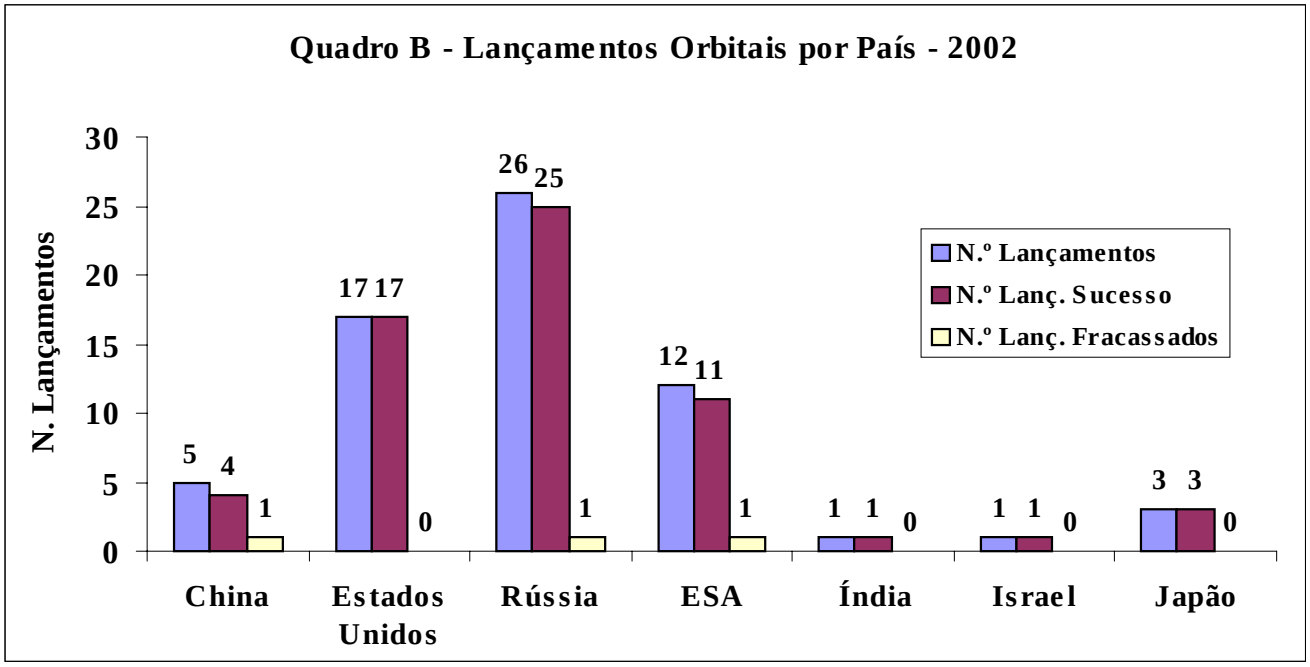
## *Lançamentos orbitais realizados em 2002*

Em comparação com os últimos anos, pode-se dizer que 2002 fica registado como um ano no qual o número de lançamentos orbitais atinge os 62, sendo abaixo da média dos últimos 10 anos (78,6 lançamentos por ano). Como se pode verificar no Gráfico A ("Lançamentos Orbitais") e apesar de haver uma subida em relação a 2001, tem de se recuar até 1963 para se encontrar um número de lançamentos mais baixo do que o de 2002. De salientar que em 1963 estávamos ainda no início da Era Espacial.

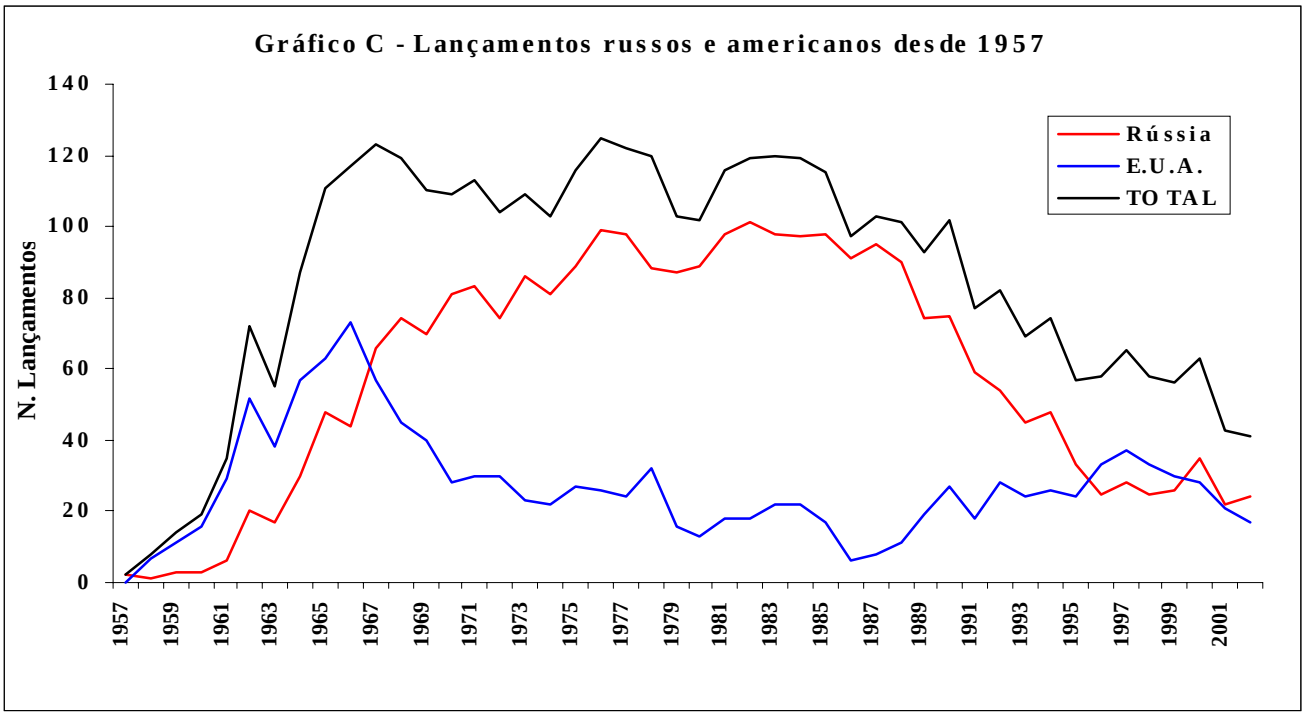



Porém, e tal como em 2001, verificaram-se algumas novidades este ano como foram o aparecimento de novos lançadores. Verifica-se também que apesar da crise económica que atinge a Rússia, esta consegue mais uma vez manter um número de lançamentos superior ao dos Estados Unidos, como de pode verificar nos Gráfico B ("Lançamentos Orbitais por País – 2002") e Gráfico C ("Lançamentos Russos e Americanos desde 1957). Se compararmos o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo de Baikonur e o Cabo Canaveral (incluindo o Centro Espacial Kennedy – KSC), verifica-se mesmo que o Cosmódromo de Baikonur foi um lugar mais activo do que o Cabo Canaveral (Baikonur, 15 lançamentos;

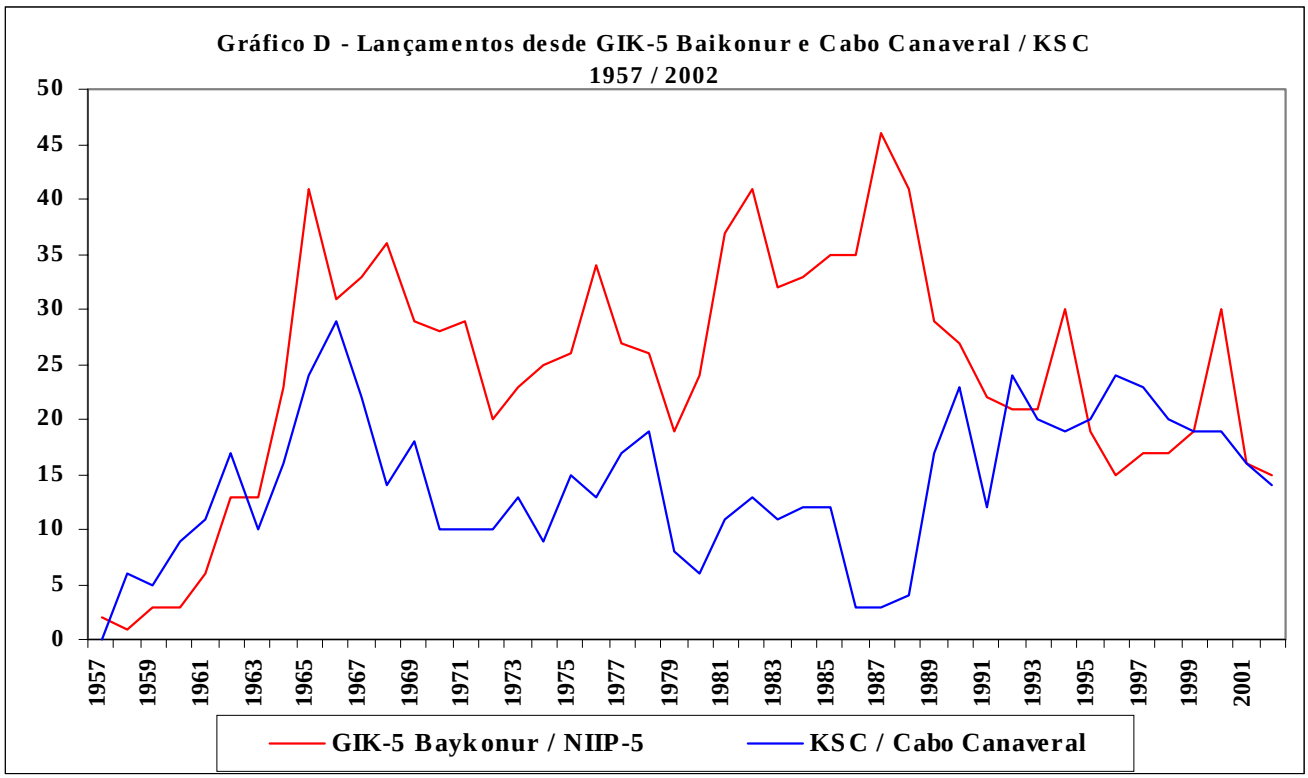
Cabo Canaveral / KSC, 14 lançamentos), como se verifica no Gráfico D ("Lançamentos desde GIK-5 Baikonur e Cabo Canaveral / KSC).



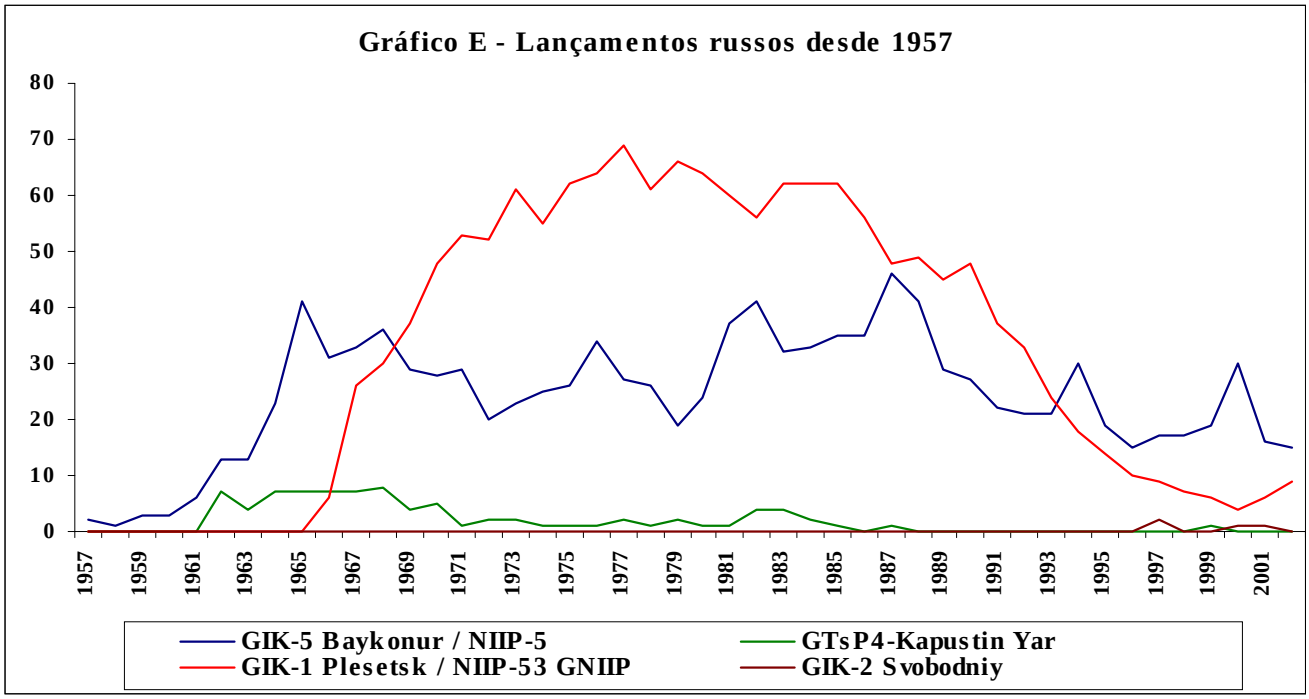

Desde o final da Guerra Fria que o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk tem diminuído, Gráfico E ("Lançamentos Russos desde 1957"), porém 2002 representa um aumento em relação aos últimos quatro anos (1998 a 2001) o que pode já representar uma transferência de alguns lançamentos orbitais de Baikonur para Plesetsk. Ao contrário do que se possa pensar, o Cosmódromo de Plesetsk (1479 lançamentos) é o local de lançamentos mais activo do planeta e não o Cosmódromo de Baikonur (1113) ou o Cabo Canaveral / KSC (650). Comparativamente a 2001, Plesetsk registou mais 3 lançamentos orbitais (9 lançamentos). A Rússia deverá transferir todos os seus lançamentos para Plesetsk, Kapustin Yar ou Svobodniy, em 2004 ou 2005 altura em que se espera a chegada dos novos lançadores da série Angara.



Em relação às outras nações espaciais, de referir um único lançamento orbital por parte de Israel (2002-025A) e da Índia (2002-043A), a introdução de um novo lançador por parte do China (Kaituozhe-1) apesar de ter falhado o seu lançamento, os 4 lançamentos orbitais chineses e os 3 lançamentos japoneses.

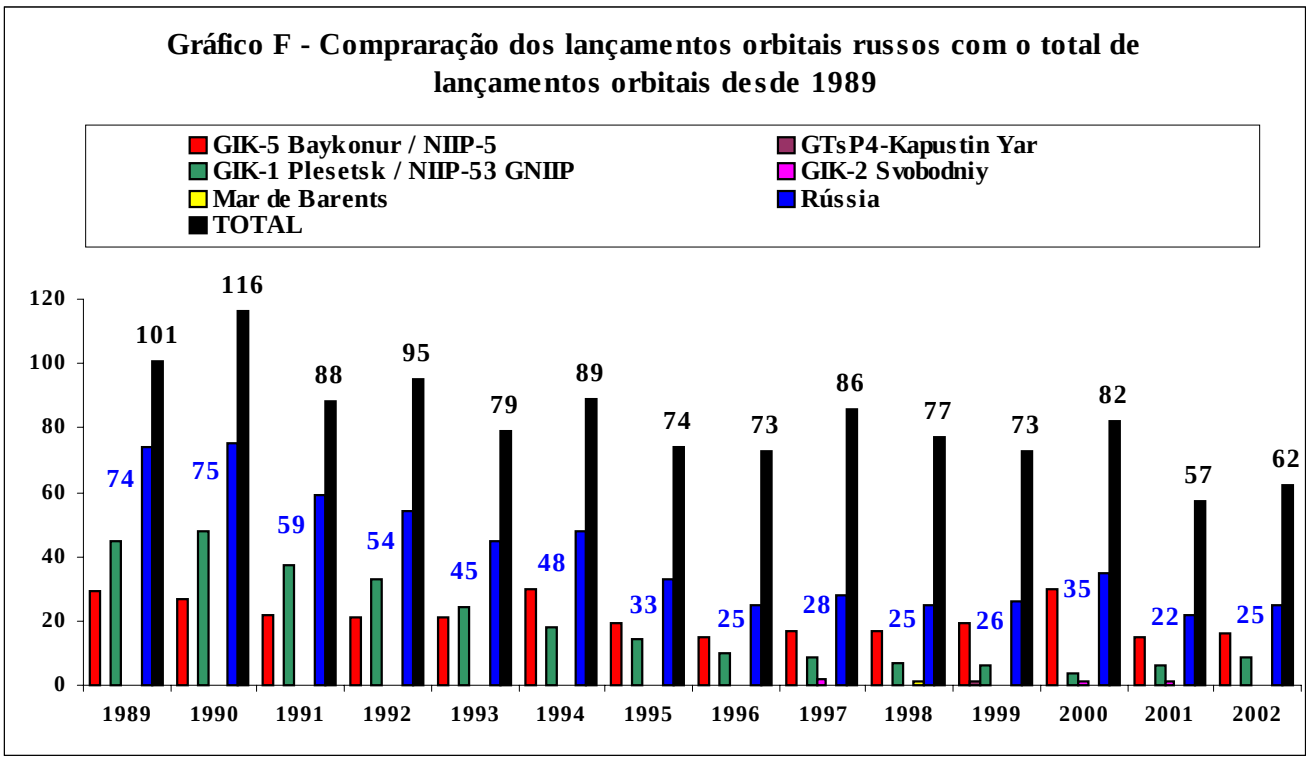



Os 62 lançamentos orbitais registados em 2002, correspondem a 1,460% dos lançamentos ocorridos desde 1957. Infelizmente em 2002 três tentativas de lançamentos orbitais terminaram em desastre e um lançamento colocou um satélite numa órbita inútil, acabando por reentrar na atmosfera terrestre alguns dias mais tarde.




Quanto às missões espaciais tripuladas registaram-se 7 voos, sendo 5 pertencentes aos Estados Unidos e 2 à Rússia, enquanto se aguarda com ansiedade o lançamento dos primeiros viajantes espaciais chineses. Os valores registados em 2002 indicam uma normalização do número de missões americanas e um valor já normal das missões russas (este valor

já se verificava com o número de missões destinadas à estação orbital Mir). O número de voos tripulados encontra-se condicionado aos trabalhos de construção e manutenção da ISS. Estas 7 missões tripuladas correspondem a 2,966% do total de missões levadas a cabo desde 1961 (estes e os valores posteriores não levam em conta a missão STS-51L / Challenger).




O ano de 1980 foi o ano no qual a União Soviética levou a cabo mais missões espaciais tripuladas (a utilização da estação orbital Salyut-6 e o programa de cooperação Intercosmos proporcionaram a realização de várias missões tripuladas). Por seu lado, o período entre 1976 e 1980 não registou qualquer voo tripulado dos Estados Unidos, que se encontravam a preparar o vaivém espacial Columbia para a sua primeira missão orbital em Abril de 1981. Com a utilização dos vaivéns, os Estados Unidos conseguiram levar a cabo um número máximo de voos tripulados em 1985 (9 voos), antes da tragédia do Chellenger em 1986 (ano no qual estavam previstas 15 missões tripuladas dos vaivéns espaciais). O número de voos tripulados dos Estados Unidos aumentou desde 1999 (3 voos), mas nos próximos anos não deveremos assistir a um aumento substancial pois o corte no orçamento da ISS e do programa tripulado em geral, prevê somente 4 missões tripuladas por ano e o aumento das permanências na ISS dos actuais quatro meses para seis meses à semelhança do que era levado a cabo na estação espacial Mir.

Nas missões que ocorreram em 2002 foram lançados para o espaço 40 seres humanos, dos quais 5 eram do sexo feminino (12,50%). Destes 40 seres humanos, 29 pertenciam aos Estados Unidos (72,50%), 7 à Rússia (17,50%), 1 à França (2,50%), 1 à Itália (2,50%), 1 à África do Sul (2,50%) e 1 à Bélgica (2,50%). Estes 40 viajantes colocados em órbita representam 4,23% dos seres humanos já lançados para o espaço desde 1961. O ano no qual se lançaram mais seres humanos foi em 1985 com 63 (6,66% do total desde 1961). O ano no qual menos seres humanos foram lançados para o espaço foi o ano de 1967 com somente 1 cosmonauta no espaço (0,11% do total).

Desde 1961 já foram lançados para o espaço 429 astronautas, cosmonautas ou espaçonautas, dos quais 270 pertencem aos Estados Unidos (62,937%), 98 à Rússia / União Soviética (22,844%), 10 à Alemanha (2,331%, tendo em conta que voaram cosmonautas e astronautas em nome da República Democrática Alemã e da República Federal Alemã), 9 à França (2,098), 8 ao Canadá (1,865%), 5 ao Japão (1,166%), 4 à Itália (0,932%), 2 à Bélgica (0,466%) e 2 à Bulgária (0,466%) e os restantes 21 (4,90%) pertencem ao Afeganistão, Àfrica do Sul, Arábia Saudita, Áustria, Checoslováquia, Cuba, Eslováquia, Espanha, Holanda, Hungria, Índia, Inglaterra, México, Mongólia, Polónia, Roménia, Síria, Suíça, Ucrânia e Vietname.

Tendo em conta que cada astronauta, cosmonauta ou espaçonauta pode realizar múltiplas missões, então pode-se afirmar que desde 1961 já foram lançados para o espaço 946 seres humanos dos quais 662 pertencem aos Estados Unidos (69,979%), 204 à Rússia (21,142%) e 80 a outros países (8,457%). O mês no qual se verifica o maior número de viajantes no espaço é o mês de Abril com 119 (12,593%) e o mês com menos viajantes é o mês de Maio com 59 (6,243%). Por outro lado, o mês no qual se verifica o maior número de missões espaciais tripuladas é o mês de Abril com 28 missões (11,864%) e os meses com menos missões tripuladas são os meses de Janeiro e Maio (6,780%).

# Quadro de Lançamentos 2002

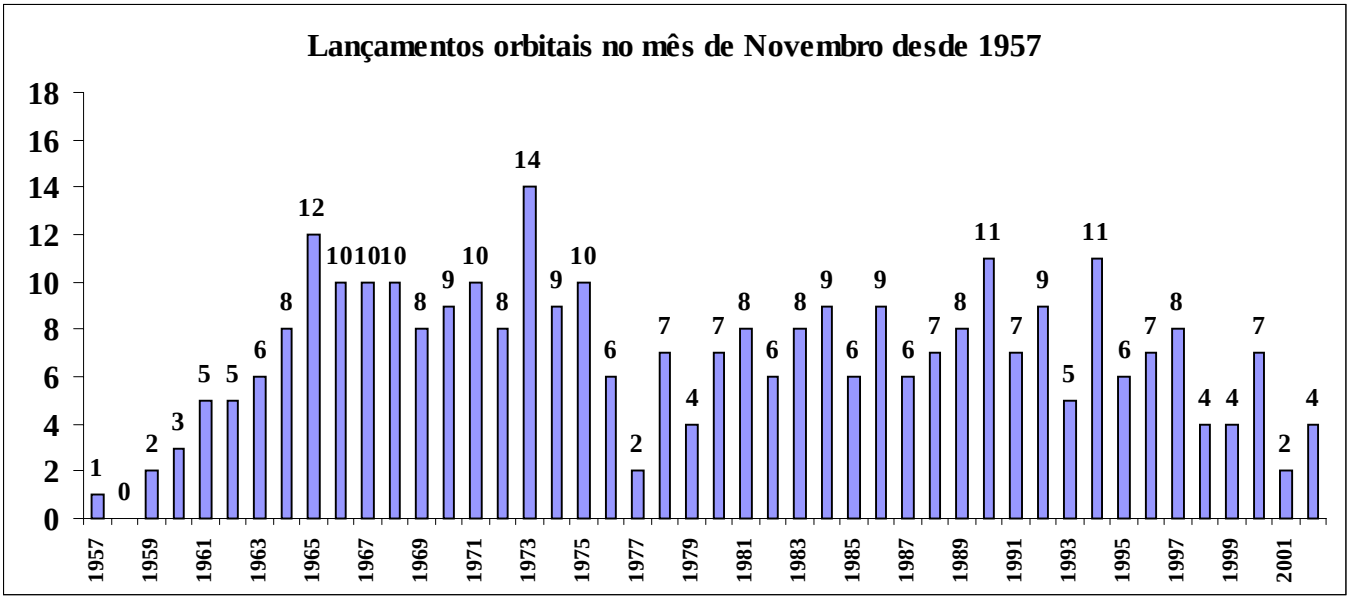
A seguinte lista dos lançamentos orbitais realizados em 2002 já está completa com os lançamentos realizados durante o mês de Dezembro de 2002. Porém, a reportagem sobre estes lançamentos só será publicada no n.º 23 do "Em Órbita" que estará disponível em Fevereiro.

| Data | Hora (UTC) | Des. Int. | NORAD | Nome | Lançador | Local |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 16 Jan. | 0030 | 001A | 27168 | Milstar-2 F5 | Titan 4B Centaur (B-38/TC-19) | C.C.A.F.S., SLC-40 |
| 23 Jan. | 2252 | 002A | 27298 | Insat-3C | Ariane 42L (V147) | Kourou, ELA-2 |
| 04 Fev. | 0245 | 003A | 27367 | MDS-1 | H-2A 202 (TF#2) | Tanegashima, Yoshinubo |
| | | 003B | 27368 | DASH | | |
| | | 003C | 27369 | VEP-3 | | |
| 05 Fev. | 2058 | 004A | 27370 | HESSI | L-1011 Pegasus-XL | C.C.A.F.S. |
| 11 Fev. | 1743:44 | 005A | 27372 | Iridium-090 | Delta-2 7920-10C | Vandenberg AFB, SLC-2W |
| | | 005B | 27373 | Iridium-091 | | |
| | | 005C | 27374 | Iridium-094 | | |
| | | 005D | 27375 | Iridium-095 | | |
| | | 005E | 27376 | Iridium-096 | | |
| 21 Fev. | 1243 | 006A | 27378 | Echostar-7 | Atlas-3B (AC-204) | C.C.A.F.S., SLC-36B |
| 23 Fev. | 0659 | 007A | 27380 | Intelsat-904 | Ariane 44L (V148) | Kourou, ELA-2 |
| 25 Fev. | 1726 | 008A | 27382 | Cosmos 2387 | 11A511U Soyuz-U | GIK-1 Plesetsk, LC43-3 |
| 01 Mar. | 0107:59 | 009A | 27386 | Envisat | Ariane-5G (V145 L511) | Kourou, ELA-3 |
| 01 Mar. | 1122 | 010A | 27388 | STS-109 HSM-3B | OV-102 Columbia | KSC, LC-39A |
| 08 Mar. | 2259 | 011A | 27389 | TDRS-I | Atlas-IIA (AC-143) | C.C.A.F.S., SLC-36A |
| 17 Mar. | 0921:27 | 012A | 27391 | GRACE-1 "Tom" | 15A30 Rockot Briz-KM | GIK-1 Plesetsk, LC133 |
| | | 012B | 27392 | GRACE-2 "Jerry" | | |
| 19 Mar. | 2228 | 01-051C | 27394 | Kolibri-2000 | 11A511U Soyuz-FG | Progress M1-7 |
| 21 Mar. | 2013:39 | 013A | 27395 | Progress M1-8 | 11A511U Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, LC1-5 |
| 25 Mar. | 1415 | 014A | 27397 | Shenzhou-3 | CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3) | Jiuquan, LC3 |
| | | 014C | 27408 | Módulo Orbital Shenzhou-3 | | |
| 29 Mar. | 0129 | 015A | 27399 | JCSat 8 | Ariane 44L (V149) | Kourou, ELA-2 |
| | | 015B | 27400 | Astra-3A | | |
| 30 Mar. | 1725 | 016A | 27403 | Intelsat-903 | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur LC81-23 |
| 01 Abr. | 2207 | 017A | 27409 | Cosmos 2388 | 8K78M Molniya-M | GIK-1 Plesetsk, LC16-2 |
| 08 Abr. | 2144:19 | 018A | 27413 | STS-110 ISS-8A | OV-104 Atlantis | KSC, LC-39B |
| 16 Abr. | 2302 | 019A | 27414 | NSS-7 | Ariane 44l (V150) | Kourou, ELA-2 |
| 25 Abr. | 0626:35 | 020A | 27416 | Soyuz TM-34 | 11A511U Soyuz-U | GIK-5 Baikonur, LC1-5 |
| 04 Mai. | 0131:46 | 021A | 27421 | SPOT-5 | Ariane 42P (V151) | Kourou, ELA-2 |
| | | 021B | 27422 | Idéfix / H-10+ | | |
| 04 Mai. | 0954:58 | 022A | 27424 | Aqua | Delta-2 7920-10L | Vandenberg AFB, SLC-2W |
| 07 Mai. | 1700:00 | 023A | 27426 | DirecTV-5 | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 15 Mai. | 0150 | 024A | 27430 | Hai Yang-1 | CZ-4B Chang Zheng-4B | Taiyuan, SLC |
| | | 024B | 27431 | Feng Yun-1D | | |
| 28 Mai. | 1525 | 025A | 27434 | 'Ofeq-5 | Shaviyt-1 | Palmachin |
| 28 Mai. | 1814:41 | 026A | 27436 | Cosmos 2389 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC133-1 |
| 05 Jun. | 0644 | 027A | 27438 | Intelsat-905 | Ariane 44L (V152) | CSG Kourou, ELA-2 |
| 05 Jun. | 2122:49 | 028A | 27440 | STS-111 ISS UF-2 | OV-105 Endeavour | KSC, LC-39A |
| 10 Jun. | 0114:15 | 029A | 27441 | Ekspress-A1R | 8K82K Prorotn-K DM-2M | GIK-5 Baikonur, LC200 |
| 15 Jun. | 2239:30 | 030A | 27445 | Galaxy-3C | 11K77 Zenit-3SL DM-SL | Plt. Odyssey, Oc. Pacífico |
| 20 Jun. | 0934 | 031A | 27450 | Iridium-97 | 15A30 Rockot Briz-KM | GIK-1 Plesetsk, LC133 |
| | | 031B | 27451 | Iridium-98 | | |
| 24 Jun. | 1823:03 | 032A | 27453 | NOAA-M | Titan 23G (G-14) | Vandenberg, AFB SLC-4W |
| 26 Jun. | 0536:30 | 033A | 27454 | Progress M-46 | 11A511U Soyuz-U | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |

| | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 03 Jul. | 0647:41 | 034A | 27457 | CONTOUR | Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292) | C.C.A.F.S., SLC-17A |
| 05 Jul. | 2322 | 035A | 27460 | Stellat-5 | Ariane-5G (V153 “Ville de Charleroi”) | CSG Kourou, ELA-3 |
| | | 035B | 27461 | N-Star c | | |
| 08 Jul. | 0735:41 | 036A | 27464 | Cosmos 2390 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132/1 |
| | | 036B | 27465 | Cosmos 2391 | | |
| 25 Jul | 1513:21 | 037A | 27470 | Cosmos 2392 | 8K82K Proton-K DM-5 | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 21 Ago. | 2205 | 038A | 27499 | Hot Bird-6 | Atlas.5/401 (AV-001) | C.C.A.F.S., SLC-41 |
| 22 Ago. | 0515 | 039A | 27501 | Echostar-8 | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-23 |
| 28 Ago. | 2245:17 | 040A | 27508 | Atlantic Bird-1 | Ariane-5G (V155) | CSG Kourou, ELA-3 |
| | | 040B | 27509 | MSG-1 | | |
| 06 Set. | 0644 | 041A | 27513 | Intelsat-906 | Ariane-44L (V154) | CSG Kourou, ELA-2 |
| 10 Set. | 0820 | 042A | 27515 | USERS | H-2A/2024 (3F) | Tanegashima, Yoshinubo |
| | | 042B | 27516 | DRTS Kodama | | |
| 12 Set. | 1024 | 043A | 27525 | MetSat-1 | PSLV-C4 | Sriharikota Isl. |
| 15 Set. | 1030 | F01 | - | Tsinghua-2 (?) | Kaituozhe-1 (KT-1) | Taiyuan SLC |
| 18 Set. | 2204 | 044A | 27258 | Hispasat-1D | Atlas-2AS (AC-159) | C.C.A.F.S., SLC-36A |
| 25 Set. | 1658:24 | 045A | 27531 | Progress M1-9 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |
| 26 Set. | 1527 | 046A | 27534 | Nadezhda-M (7) | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| 07 Out. | 1945:51 | 047A | 27537 | STS-112 ISS-9A | OV-104 Atlantis | KSC, LC-39B |
| 15 Out. | 1820 | F02 | - | Foton-M n.º 1 | 11A511U Soyuz-U | GIK-1 Plesetsk, LC43/3 |
| 17 Out. | 0541:00 | 048A | 27540 | INTEGRAL | 8K82K Proton-K DM-2 | GIK-5 Baikonur, PU-23 |
| 27 Out. | 0317 | 049A | 27550 | Zi Yuan-2B | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5) | Taiyuan SLC |
| 30 Out. | 0311:11 | 050A | 27552 | Soyuz TMA-1 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |
| 20 Nov. | 2239 | 051A | 27554 | Eutelsat-W5 | Delta-4 Medium+ (4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 24 Nov. | 0049:47 | 052A | 27556 | STS-113 | OV-105 Endeavour | KSC, LC-39A |
| *02 Dez.* | *2205* | *052B* | *27562* | *MEPSI* | *OV-105 Endeavour* | *KSC, LC-39A* |
| 25 Nov. | 2304:23 | 053A | 27558 | Astra-1K | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-23 |
| 28 Nov. | 0607 | 054A | 27559 | AlSat-1 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| | | 054B | 27560 | Mozhayets | | |
| | | 054C | 27561 | Rubin-3-DSI | | |
| 05 Dez. | 0242 | 055A | 27566 | TDRS-10 | Atlas-2A (AC-144) | C.C.A.F.S., SLC-36A |
| 11 Dez. | 2221:25 | F03 | - | Hot Bird-7 | Ariane-5ECA (V157) | CSG Kourou, ELA-3 |
| | | F03 | - | Stentor | | |
| | | F03 | - | Ballast | | |
| 14 Dez. | 0131 | 056A | 27597 | Midori-2 Adeos-2 | H-2A/202 (4F) | Tanegashima, Yoshinubo |
| | | 056B | 27598 | FedSat-1 | | |
| | | 056C | 27599 | Kanta-Kun WEOS | | |
| | | 056D | 27600 | Micro-Lab Sat | | |
| 17 Dez. | 2304 | 057A | 27603 | NSS-6 | Ariane-44L (V156) | CSG Kourou, ELA-2 |
| 20 Dez. | 1700 | 058A | 27605 | UniSat-2 | R-36M Dnepr-1 | GIK-5 Baikonur, LC109 |
| | | 058B | 27606 | LatinSat-1 | | |
| | | 058C | 27607 | LatinSat-2 | | |
| | | 058D | 27608 | SaudiSat-1C | | |
| | | 058E | 27609 | Rubin-2 | | |
| | | 058F | 27610 | 2001 Trailblazer | | |
| 24 Dez. | 1220:13 | 059A | 27613 | Cosmos 2393 | 8K78M Molniya-M 2BL | GIK-1 Plesetsk, LC16/2 |
| 26 Dez. | 0737:58 | 060A | 27616 | Cosmos 2394 | 8K82K Proton-K DM-2 | GIK-5 Baikonur, LC81-23 |
| 29 Dez. | 1640:10 | 061A | 27630 | Shenzhou-4 | CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-4) | Jiuquan |
| 29 Dez. | 2317 | 062A | 27632 | Nimiq-2 | 8K82M Proton-M Breeze-M | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |

# Lançamentos não tripulados (Novembro de 2002)

Em Novembro registaram-se 4 lançamentos orbitais, sendo um deles tripulado, e colocaram-se em órbita sete satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Novembro foram realizados 4.240 lançamentos orbitais, 318 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,500% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,646% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,132% do total).




## *20 de Novembro – Delta-4 Medium+(4.2) / Eutelsat-W5*

O segundo veículo lançador do programa EELV (*Evolved Expendable Launch Vehicle*) lançado pela Força Aérea dos Estados Unidos para o desenvolvimento de novos foguetões, foi o Delta-4. Este veículo baseia-se numa secção central comum CBC (*Common Booster Core*) a várias versões do lançador: Delta-4 Small, Delta-4 Medium, Delta-4 Medium+ (4.2), Delta-4 Medium+ (5.2), Delta-4 Medium+ (5.4) e Delta-4 Large (ver diferentes características na Tabela-1). O desenvolvimento da versão Delta-4 Small foi entretanto cancelado.

O Delta-4 Medium é um lançador a dois estágios com um peso bruto de 249.500 kg, desenvolvendo 295.000 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 63,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com uma diâmetro de 4,0 metros) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 8.600 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 4.210 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O Delta-4 Medium+ (4.2) é um modelo básico Delta-4 Medium auxiliado por dois propulsores laterais a combustível sólido. Tem um peso bruto de 292.732 kg, desenvolvendo 426.570 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 66,2 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com uma diâmetro de 4,0 metros) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 11.700 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 5.845 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Esta foi a primeira versão utilizada do Delta-4.

O Delta-4 Medium+ (5.2) é um modelo básico Delta-4 Medium auxiliado por dois propulsores laterais a combustível sólido, mas possuindo uma ogiva de protecção de carga com 5,0 metros de diâmetro. Tem um peso bruto de 292.732 kg, desenvolvendo 426.570 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 68,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 10.300 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 4.640 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O Delta-4 Medium+ (5.4) é um modelo semelhante Delta-4 Medium+ (5.2), mas auxiliado por quatro propulsores laterais a combustível sólido. Tem um peso bruto de 404.600 kg, desenvolvendo 598.000 kgf no lançamento. Tem um

comprimento total de 68,0 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com 5,0 metros de diâmetro) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 13.600 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 6.565 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

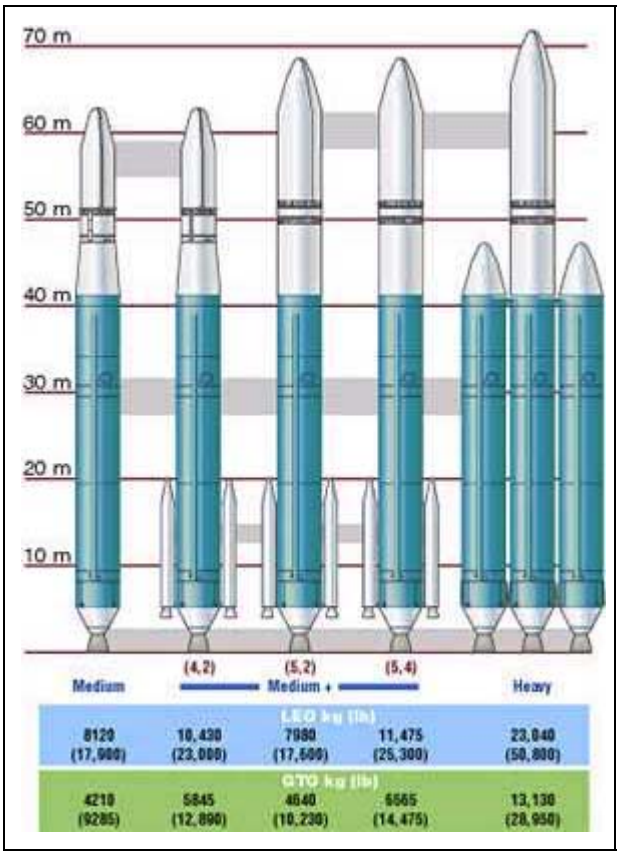
| | | **Medium** | **Medium+ (4.2)** | **Medium+ (5.2)** | **Medium+ (5.4)** | **Large** |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Propulsores laterais | | | GEM 60 | GEM 60 | GEM 60 | Delta RS-68 |
| | Peso bruto (kg) | - | 33.798,00 | 33.798,00 | 33.798,00 | 226.400,00 |
| | Peso sem combustível (kg) | - | 3.849,00 | 3.849,00 | 3.849,00 | 26.760,00 |
| | Força vácuo (kgf) | - | 88.452,00 | 88.452,00 | 88.452,00 | 337.807,00 |
| | Diâmetro (m) | - | 1,52 | 1,52 | 1,52 | 5,1 |
| | Envergadura (m) | - | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 5,1 |
| | Comprimento (m) | - | 13,0 | 13,0 | 13,0 | 40,8 |
| | Iesp (s) | - | 275 | 275 | 275 | 420 |
| | Inm (s) | - | 243 | 243 | 243 | 365 |
| | Tq (s) | - | 90 | 90 | 90 | 249 |
| | Propolentes | - | Sólido | Sólido | Sólido | $LOX/LH_2$ |
| | N.º motores | - | 1 (GEM 60) | 1 (GEM 60) | 1 (GEM 60) | 1 (RS-28) |
| Primeiro estágio CBC | | Delta RS-68 | Delta RS-68 | Delta RS-68 | Delta RS-68 | Delta RS-68 |
| | Peso bruto (kg) | 226.400,00 | 226.400,00 | 226.400,00 | 226.400,00 | 226.400,00 |
| | Peso sem combustível (kg) | 24.494,40 | 24.494,40 | 24.494,40 | 24.494,40 | 24.494,40 |
| | Força vácuo (kgf) | 337.807,00 | 337.807,00 | 337.807,00 | 337.807,00 | 337.807,00 |
| | Diâmetro (m) | 5,1 | 5,1 | 5,1 | 5,1 | 5,1 |
| | Envergadura (m) | 5,1 | 5,1 | 5,1 | 5,1 | 5,1 |
| | Comprimento (m) | 38,0 | 38,0 | 38,0 | 38,0 | 38,0 |
| | Iesp (s) | 420 | 420 | 420 | 420 | 420 |
| | Inm (s) | 365 | 365 | 365 | 365 | 365 |
| | Tq (s) | 249 | 249 | 249 | 249 | 249 |
| | Propolentes | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ |
| | N.º motores | 1 (RS-68[5]) | 1 (RS-68) | 1 (RS-68) | 1 (RS-68) | 1 (RS-68) |
| Segundo estágio | | Delta 4-2 | Delta 4-2 | Delta 4-2 | Delta 4-2 | Delta 4H-2 |
| | Peso bruto (kg) | 24.170,00 | 24.170,00 | 24.170,00 | 24.170,00 | 30.710,00 |
| | Peso sem combustível (kg) | 2.850,00 | 2.850,00 | 2.850,00 | 2.850,00 | 3.490,00 |
| | Força vácuo (kgf) | 11.222,00 | 11.222,00 | 11.222,00 | 11.222,00 | 11.222,00 |
| | Diâmetro (m) | 2,4 | 2,4 | 2,4 | 2,4 | 2,4 |
| | Envergadura (m) | 4,0 | 4,0 | 4,0 | 4,0 | 5,0 |
| | Comprimento (m) | 12,0 | 12,0 | 12,0 | 12,0 | 12,0 |
| | Iesp (s) | 462 | 462 | 462 | 462 | 462 |
| | Inm (s) | - | - | - | - | - |
| | Tq (s) | 850 | 850 | 850 | 850 | 1.125 |
| | Propolentes | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ | $LOX/LH_2$ |
| | N.º motores | 1 (RL-10B-2[6]) | 1 (RL-10B-2) | 1 (RL-10B-2) | 1 (RL-10B-2) | 1 (RL-10B-2) |

[5] O motor RL-68 é um motor criogénico desenvolvido pela *Rocketdyne Propulsion & Power* da *Boeing Company*. É capaz de desenvolver 337.807 kgf (vácuo) no lançamento e tem um Ies de 420 s, durante um Tq de 249s. Tem um peso de 6.597 kg e uma câmara de combustão. (Ver texto).

[6] O motor RL-10B-2 é um motor criogénico desenvolvido pela *Pratt & Whitney* e já utilizado no Delta-3. É capaz de desenvolver 11.226,60 kgf (vácuo) no lançamento e tem um Ies de 465,5 s, durante um Tq de 700s. Tem um diâmetro de 2,1 metros e uma câmara de combustão.

Finalmente, o Delta-4 Large tem um peso bruto de 733.400 kg, desenvolvendo 884.000 kgf no lançamento. Tem um comprimento total de 70,7 metros (incluindo a ogiva de protecção da carga com 5,0 metros de diâmetro) e um diâmetro de 5,0 metros. É capaz de colocar 25.800 kg numa órbita a 185 km de altitude com uma inclinação de 28,5º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 13.130 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O CBC é comum a todas as versões do Delta-4. Na base deste estágio encontra-se a secção do motor RS-68 seguido pelo tanque de hidrogénio líquido que ocupa dois terços do CBC e que é identificável desde o exterior devido à protecção térmica exercida por uma cobertura de espuma cor de laranja. Entre o tanque de hidrogénio líquido e o tanque de oxigénio líquido encontra-se o corpo central do primeiro estágio e identificável por uma banda branca logo acima da protecção do tanque de hidrogénio. O tanque de oxigénio líquido encontra-se na parte superior do primeiro estágio e é também identificável por uma cobertura em espuma cor de laranja. Como curiosidade é de referir que a Boeing tentou pintar a cobertura de espuma cor de laranja com a cor azul ("*Delta Blue*") normalmente associada à herança dos lançadores Delta. Porém, os resultados não foram muito satisfatórios e decidiu-se não se gastar muito tempo nesta pequena questão. No entanto no futuro a Boeing irá se debruçar sobre esta questão tentando dar aos Delta-4 a cor que caracteriza os seus antecessores.




Por forma a obter um impulso adicional durante a fase inicial do voo, os modelos Delta-4 Medium+ utilizam combinações de dois ou quatro propulsores laterais de combustível sólido. Acoplados ao primeiro estágio, estes motores são apresentados pela Alliant Techsystems como sendo de terceira geração, os seus motores são fabricados em epóxi-grafite e representam um avanço em relação aos propulsores utilizados nos Delta-2 e Delta-3. Estes motores são denominados GEM-60 pois têm 60 polegadas de diâmetro (1,52 metros). Estes propulsores têm a particularidade de possuir tubeiras que podem ser fixas ou então ser capazes de serem orientadas aumentando assim a sua eficiência.

A parte superior do Delta-4 pode variar consoante as versões. Para o delta-4 Medium e Delta-4 Medium+ (4.2), um adaptador inter-estágio é utilizado para ligar fisicamente o primeiro estágio e o segundo estágio do lançador. As restantes duas versões do Delta-4 Medium+ e o Delta-4 Large utilizam um inter-estágio semelhante a um cilindro.

O segundo estágio do Delta-4 foi utilizado por três vezes no Delta-3, no entanto no seu primeiro voo em 27 de Agosto de 1998[7] o veículo explodiu antes da ignição do último estágio. Na segunda missão do Delta-3 em 5 de Maio de 1999[8] o segundo estágio não executou uma segunda ignição como estava programado deixando numa órbita inútil o satélite de comunicações Orion-3 (25727 1999-024A). No terceiro lançamento do Delta-3 a 23 de Agosto de 2000[9], o estágio superior funcionou sem qualquer problema.

A versão do segundo estágio utilizado no Delta-4 é quase idêntica á versão utilizada no Delta-3. O motor RL-10B-2, o seu módulo de equipamento e o tanque de oxigénio líquido estão colocados na zona inter-estágio durante o lançamento e fica exposta após a separação do primeiro estágio, Enquanto que o Delta-4 permanece na plataforma de lançamento, a zona que alberga o tanque de hidrogénio líquido do segundo estágio é identificável através da presença de uma banda cor de laranja. No total o estágio transporta 20.412,00 kg de propolente que permite um funcionamento de aproximadamente 14 minutos através de duas ignições caso se trate de uma missão para colocar um satélite em órbita geossíncrona.

O último estágio pode ver o seu diâmetro aumentado para 5 metros caso se trate das versões Medium+ (5.2), Medium+ (5.4) ou Large. Este aumento de diâmetro tem como objectivo aumentar a capacidade de transporte de propolente. O tanque de oxigénio é aumentado em meio metro no seu comprimento e o tanque de hidrogénio passa dos

[7] O Delta-3 8930-13.1C (D259) foi lançado às 0117UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral e transportava o satélite de comunicações Galaxy-X (1998-F02).

[8] O Delta-3 8930-13.1C (D269) foi lançado às 0100UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral.

[9] O Delta-3 8930 (D280) foi lançado às 1105UTC a partir da LC-17B do Cabo Canaveral e transportava o satélite DM-F3 (26475 2000-048A).

normais 4,0 metros de diâmetro para 5,0 metros de diâmetro. O total de combustível é aumentado para 27.216 kg, permitindo assim um aumento de aproximadamente 5 minutos no tempo de queima.

O motor RL-10B-2 utilizado no último estágio dos Delta-4, tem a maior tubeira em carbono-carbono extensível. Esta tubeira coloca-se em posição após a separação do primeiro estágio. Este motor tem uma vida útil de 3.500 s e pode ser accionado até 15 vezes, incluindo os testes no solo.

Por fim, no topo do foguetão, situa-se a ogiva de protecção e o dispositivo de fixação da carga. As ogivas são fabricadas em materiais compósitos e podem ter 4,0 ou 5,0 metros de diâmetro. Pode ainda ser utilizada uma ogiva fabricada em alumínio e já utilizada nos foguetões Titan-4.

Os foguetões Delta-4 são fabricados nas instalações da Boeing em Decatur, Alabama.

O motor RS-68 representa uma evolução em sistemas de propulsão dos Estados Unidos e é o primeiro motor de combustível líquido totalmente desenvolvido neste país desde os SSME que propulsionam os vaivéns espaciais e que foi desenvolvido na década de 70. Desenvolvido entre 1997 e 2002, o RS-68 é o maior motor de hidrogénio líquido disponível em todo o mundo, no entanto o seu desenho é extremamente simples e os custos de produção são relativamente baixos.

Em comparação com os SSME, o tempo de desenvolvimento do RS-68 foi diminuído em metade, o número de peças reduzido em 80%, o trabalho manual reduzido em 92% e os custos reduzidos num factor de 5. A construção do motor é feita na sua maior parte por maquinaria automática. Em vez de se possuir um motor constituído por um grande número de peças, o motor é feito a partir de uma peça de metal sólida aumentando assim a sua fiabilidade.

O motor tem onze componentes principais, incluindo a câmara de combustão, turbo-bombas individuais de oxigénio e hidrogénio líquido, suporte de suspensão do motor, mecanismo de injecção, gerador de gás, dissipador de calor e condutas de exaustão e combustível. O motor possui uma câmara de combustão arrefecida por regeneração que faz com que o motor funciona num ciclo onde uma pequena câmara de combustão faz accionar as turbinas, utilizando de forma eficiente os gases provenientes da turbo-bomba de hidrogénio líquido.

## *As plataformas de lançamento para o Delta-4*

Os foguetões Delta-4 podem ser lançador desde Cabo Canaveral, Florida, ou desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.

No Cabo Canaveral (imagem ao lado) os Delta-4 utilizam o SLC-34 (*Space Launch Complex-34*) equipado com duas plataformas A e B. O SLC-34 (pronuncia-se "*slick*") foi construído em 1962 e primeiramente utilizado para o lançamento dos foguetões Saturno-I e Saturno-IB entre Janeiro de 1963 e Outubro de 1968, tendo sido utilizado para oito missões do lançador Saturno. As operações no SLC-37 terminaram em 1971. Em 1995 decidiu-se utilizar este complexo para o lançamento dos novos Delta-4 e iniciou-se uma reconstrução, pela empresa *Raytheon Engineers & Constructors*, com a introdução de uma nova torre de serviço e uma plataforma hidráulica de erecção do CBC, bem como zonas de armazenamento de hidrogénio e oxigénio líquido e respectivo sistema de abastecimento.

Os lançamento desde a Base Aérea de Vandenberg são realizados a partir do misterioso SLC-6 que muitos pensam encontrar-se amaldiçoado. Construído em 1966, nenhuma missão espacial lançada a partir do SLC-6 foi bem sucedida. Projectos cancelados, má gestão, lançamentos falhados e magia negra índia, têm em comum o SLC-6 dando origem à lenda do SLC-6.

Em 1966 o que até então era um vale tranquilo na zona Base Aérea de Vandenberg, foi transformado num novo complexo de lançamentos espaciais para a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) e para o seu poderoso Titan-3M. Este lançador teria como função colocar em órbita a nova estação espacial militar do Departamento de Defesa americano (DoD),

MOL (*Manned Orbiting Laboratory*). A MOL era constituída por uma capsula Gemini modificada acoplada a uma secção cilíndrica que seria colocada em órbita polar para levar a cabo missões de espionagem clandestinas com a duração de um mês. Os prazos de construção da SLC-6 era extremamente apertados pois a USAF pretendia levar a cabo o primeiro lançamento em 1968. Para a construção da SLC-6 a USAF necessitava de uma área maior na Base de Vandenberg e 20.000 hectares pertencentes à Marinha dos Estados Unidos, e que eram adjacentes às novas instalações, foram transferidos para a USAF. Ainda mais 15.000 hectares pertencentes a um rancho denominado Sudden Ranch, foram expropriados a seus donos. Os preparativos para a construção da SLC-6 no Sudden Ranch foram iniciados a 12 de Março de 1966.

No entanto, e durante os primeiros trabalhos de escavação levados a cabo na área onde se iria construir a plataforma de lançamento, foram descobertos vestígios da antiga ocupação dos índios Chumash e segundo alguns membros ainda restantes dessa tribo foram destruídas algumas sepulturas pondo-se a descoberto centenas de ossadas humanas e artefactos índios. Primeiros habitantes de Vandenberg, a tribo Chumash ocupava toda a área na base de um chaparral situado nas encostas das Montanhas de Santa Ynez. A tribo considerava a construção do novo complexo como uma violação de solo sagrado e por várias vezes pediram à USAF a suspensão dos trabalhos de construção por forma a poderem examinar as ossadas e os artefactos encontrados. A USAF, sob pressão imposta pelos prazos a que a Guerra Fria obrigava, recusou suspender as obras de construção do SLC-6. Segundo a lenda, os anciãos da tribo Chumash lançaram uma maldição sobre o SLC-6 e sobre tudo o que seria lançado desde a nova plataforma.

Em meados de 1969 os trabalhos de construção do SLC-6 estavam quase terminados, no entanto o programa do MOL estava atrasado e o seu primeiro lançamento havia sido adiado para 1972. Algumas semanas antes da missão Apollo-11, o Presidente Richard Nixon acabaria por cancelar todo o programa baseado nos seus custos elevados e numerosos adiamentos. Por outro lado, o desenvolvimento de satélites espiões não tripulados havia já atingido muitos dos objectivos a que o MOL se propunha.

Não havia missão para o SLC-6 que havia custado biliões de dólares e que incluía uma torre de serviço com 32 andares de altura, a MST (*Mobile Service Tower*). O complexo acabaria por ser abandonado.

No entanto em 1984, o SLC-6 parecia ganhar uma nova vida e de novo para um programa tripulado do DoD. As equipas de construção trabalhavam a todo o vapor para preparar o SLC-6 para as missões militares do vaivém espacial. A USAF havia decidido reactivar e modificar o SLC-6 por forma a poupar 100 milhões de dólares num programa de modificação da estrutura. Devido à sua localização geográfica, rodeado de montanhas e com o Oceano Pacífico mesmo em frente, o SLC-6 era o local ideal para lançar o vaivém espacial em missões militares em órbitas polares.

Os planos da USAF previam que o vaivém espacial fosse montado ao tanque exterior de combustível líquido e aos dois propulsores laterais de combustível sólido, no exterior sem qualquer protecção contra os elementos apesar dos protestos da NASA que indicava que as medidas de tolerância para tais actividades não seriam respeitadas devido às condições atmosféricas do local. A USAF pretendia modificar a MST construída para o MOL enquanto levava a cabo a construção da nova PPF (*Payload Processing Facility*). A PPF seria composta pela PPR (*Payload Preparation Room*) e pela PCR (*Payload Changeout Room*). Guindastes instalados em ambas as estruturas levantariam os diferentes componentes do vaivém espacial, que seriam montados numa plataforma móvel. De salientar que os primeiros vaivéns montados no interior do VAB (*Vehicle Assembly Building*) no KSC mostraram que a preocupação da NASA acerca dos limites de tolerância para estas operações, tinha razão de ser. As especificações impostas pela USAF nem se aproximavam dos valores precisos que eram necessários para estas operações, e o pior era que a USAF planeava montar os diferentes componentes do vaivém ao ar livre e sem qualquer protecção contra o imprevisível tempo de Vandenberg.

Em última análise a USAF foi obrigada a concordar com os limites impostos pela NASA e então decidiu-se pela construção do SAB (*Shuttle Assembly Building*) orçamentado em 40 milhões de dólares. Um abrigo móvel foi adicionado aos planos de reconstrução do SLC-6 e o preço original acabou por duplicar para 79,5 milhões de dólares.

Infelizmente esta era a ponta do *iceberg* dos problemas que afligiam o SLC-6. A zona onde o complexo está localizado é uma das áreas onde a probabilidade de ocorrência de nevoeiro é a mais elevada nos Estados Unidos. A previsão de formação de gelo no tanque exterior de combustível líquido é muito mais elevada do que nos piores meses de inverno na Florida e em consequência disso a USAF decidiu construir duas estruturas de cimento contendo condutas de ar quente dirigidas para o tanque de combustível e que os engenheiros esperavam evitar a formação de gelo no tanque. Após terem sido gastos mais de 13 milhões de dólares em todo o sistema para evitar a formação de gelo sobre o tanque de combustível, a USAF admitiu que não teria a certeza que o sistema iria impedir a formação de gelo.

A data de lançamento da primeira missão militar desde a SLC-6 foi adiada de 1984 para 1985 e posteriormente para 1986. O complexo estava coberto de problemas, uns não muito graves, mas outros tão sérios que a hipótese de o vaivém espacial explodir no lançamento e destruir todas as instalações era real. Testemunhos posteriores no Congresso dos Estados Unidos vieram a revelar que mais de oito mil soldagens na plataforma de lançamento se encontravam de tal forma deficientes que não aguentariam o lançamento do vaivém, tendo sido encontradas tubagens quebradas e deliberadamente cortadas, e válvulas críticas encontravam-se entupidas com desperdícios. Investigações levadas a cabo pela USAF mostraram que as soldagens defeituosas haviam passado despercebidas por mais de um ano e que não existia qualquer controlo de qualidade sobre o trabalho realizado. Muitos previam que só se iria assistir a um lançamento do vaivém desde Vandenberg, porque a plataforma iria colapsar durante o lançamento. Uma reportagem levada a cabo em 1984 pela NBC, previa que existia uma hipótese em cinco de que o vaivém espacial iria explodir durante um lançamento desde a Base Aérea de Vandenberg. Fora ainda determinado que o hidrogénio gasoso ficaria aprisionado nas condutas destinadas a afastar os produtos da combustão dos motores principais do vaivém durante o lançamento no caso de uma abortagem na plataforma. As condutas eram as mesmas utilizadas para o Titan-3M e estendiam-se até ao sopé das montanhas adjacentes. Porém, os construtores do novo SLC-6 não tiveram em conta que o Titan-3M não utilizava o hidrogénio como combustível. Assim, a detonação acidental do hidrogénio após a abortagem na plataforma poderia destruir tanto o vaivém espacial como a própria plataforma. Além do mais, a plataforma de apoio do vaivém espacial foi considerada muito rígida e não o suficiente flexível. Em resultado as forças resultantes dos motores principais do vaivém poderiam danificar gravemente as asas do veículo.

Apesar de todas estas questões e sérios problemas, a USAF decidiu seguir em frente com a utilização do SLC-6 e em princípios de 1985 era anunciado que os trabalhos de construção do complexo haviam terminado com a colocação do equipamento de suporte no solo e com as verificações finais às instalações. A 15 de Outubro de 1985 o Presidente Ronald Reagan anunciava mais um passo importante no tão bem sucedido programa do vaivém espacial, o VSSLLC (*Vandenberg Space Shuttle Launch and Landing Complex*) encontrava-se pronto a ser utilizado.

A missão STS-62A, prevista para 20 de Março de 1986 e depois adiada para Julho de 1986, seria a primeira a ser lançada desde Vandenberg. O vaivém espacial Discovery seria tripulado por Robert Laurel Crippen (Comandante), Guy Spence Gardner, Jr. (Piloto), Richard Michael Mullane (Especialista de Voo 1), Jerry Lynn Ross (Especialista de Voo 2), Dale Alan Gardner (Especialista de Voo 3), Edward 'Pete' Aldridge (Especialista de Carga) e John Brett Watterson (Especialista de Carga). Curiosamente Robert Crippen foi pela primeira vez seleccionado para astronauta enquanto membro do corpo de astronautas da USAF escolhidos para tripular o MOL.

Os trabalhos de preparação do SLC-6 continuavam e os vaivéns iam completando as suas missões com sucesso até 28 de Janeiro de 1986 dia em que o Challenger é destruído nos céus da Florida e os voos espaciais são suspensos por quase três anos. Em vez de levar a cabo as reparações necessárias no SLC-6, e que atingiam biliões de dólares, a USAF desiste mais uma vez do voo espacial tripulado e sobre o véu da segurança as operações do vaivém espacial a partir de Vandenberg são abandonadas.

A 26 de Dezembro de 1989, o Secretário da Força Aérea dos Estados Unidos, Edward 'Pete' Aldridge (em tempos membro da primeira missão do vaivém a ser lançada desde a SLC-6), dá a machadada final no programa de lançamento do vaivém a partir de Vandenberg. Até então o SLC-6 havia custado mais de 8 biliões de dólares sem nunca ver um lançamento espacial.

Em princípios dos anos 90 a USAF concedeu um novo contrato para modificar o SLC-6 por forma a ser utilizado por um novo lançador, o potente Titan-4/Centaur, que era visto como um substituto do vaivém para as cargas militares secretas. Foram então atribuídos mais de 300 milhões de dólares para a reconversão do SLC-6 para que fosse utilizado para o lançamento dos maiores e mais dispendiosos satélites espiões dos Estados Unidos. Porém, a 22 de Março de 1991, a USAF mudava de ideias e terminava os planos de reconversão do SLC-6 dizendo que não havia suficientes requerimentos para lançar o Titan-4/Centaur desde a Base de Vandenberg e justificar a reconversão do complexo. O SLC-6 era novamente abandonado.

Em 1994 uma nova oportunidade surgia para o complexo. A USAF decidia ceder as suas instalações à Lockheed Martin como local de lançamento da nova família de foguetões LLV (*Lockheed Launch Vehicles*) Athena. Investindo milhões na recuperação do complexo vítima de uma década de abandono, a Lockheed Martin conseguiria algo que a USAF nunca conseguira, lançar um foguetão desde o SLC-6. O lançamento dava-se às 2230UTC do dia 15 de Agosto de 1995 e o LLV-1 levava a bordo o satélite Gemstar-1/Vitasat-1, tendo como destino a órbita polar. Os festejos iniciais do lançamento depressa se transformaram numa situação de emergência quando aos três minutos de voo o LLV-1 começou a ficar descontrolado e inverteu a sua direcção dirigindo-se para o SLC-6. Os controladores do voo acabariam por accionar o mecanismo de destruição do veículo poucos segundos depois.

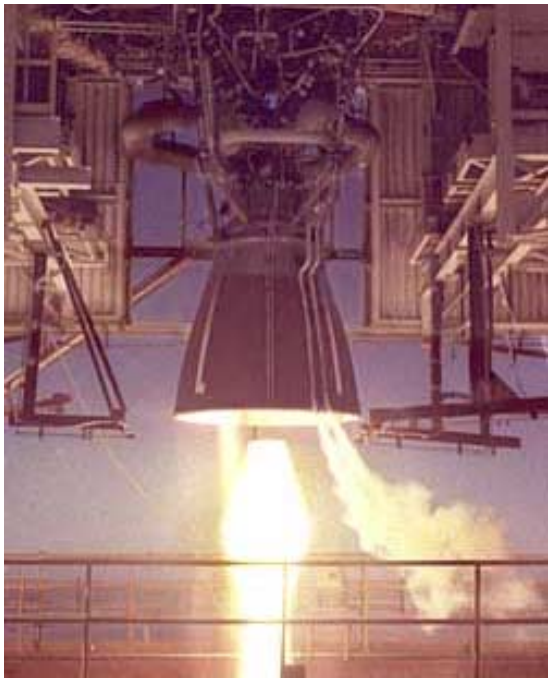
As causas do acidente foram determinadas e o veículo teve de ser redesenhado antes de se permitir o lançamento do próximo satélite que pertencia a NASA. O satélite Lewis (24909 1997-044A) acabaria por ser o primeiro satélite a ser colocado em órbita desde o complexo SLC-6 no dia 23 de Agosto de 1997 (0651:01UTC) por um foguetão LMLV-1 (*Lockheed Martin Lauch Vehicle-1*).

A maldição do SLC-6 parecia ter terminado, pelo menos até ao dia em que o satélite Lewis ficou descontrolado em órbita terrestre (27 de Agosto) e gastando todo o seu combustível de manobra. Após um mês de tentativas para controlar o satélite, o Lewis reentrava na atmosfera terrestre no dia 28 de Setembro de 1997 sobre o Oceano Atlântico e junto da costa da Antárctica.

O próximo lançamento desde o SLC-6 teria lugar a 27 de Abril de 1999. O lançamento deu-se às 1822:01UTC e tudo parecia correr bem com o foguetão Athena-2 (LM-005) até à altura em que as estações de rasteio colocadas na Antárctica e em África não conseguiram captar os sinais do satélite Ikonos-1. O satélite teria sido provavelmente destruído enquanto caia na atmosfera terrestre sobre o Pacífico Sul e nunca tendo atingido a órbita terrestre. A ogiva de protecção do Athena-2 não se separou do último estágio do lançador tendo aumentado o atrito na atmosfera e impedido o veículo de atingir a velocidade suficiente para entrar em órbita.

## *Preparação para o primeiro voo, testes do Delta-4*

No dia 6 de Maio de 2001 era finalizada uma série de testes ao CBC do Delta-4 que demonstraram a fiabilidade do seu desenho ao longo de quatro testes nos quais o motor do primeiro estágio, RS-68, foi accionado. Os testes foram levados a cabo na área B-2 do Centro Espacial Stennis, Mississipi, no mesmo local onde nos anos 60 a NASA testou o poderoso Saturno-5.



Designados SHF (*Static HotFirings*), estes testes funcionaram como simulações para o CBC que viu os seus sistemas hidráulicos e de aviónicos serem testados em situações semelhantes às que seriam encontradas num verdadeiro lançamento, reduzindo assim os riscos envolvidos no lançamento de um novo veículo.

No total o motor RS-68 funcionou durante 553 s, tendo o primeiro teste sido realizado a 17 de Março de 2001 (com uma duração de 15 s). O primeiro teste forneceu uma quantidade de dados muito importantes para os engenheiros da Boeing que com confiança puderam prosseguir com o programa de testes. Neste teste foi também pela primeira vez postas em prática as técnicas de abastecimento dos tanques de oxigénio e hidrogénio líquidos.

O segundo teste foi realizado a 3 de Abril de 2001 e teve uma duração de 2 m 25 s. Neste teste foi demonstrada a capacidade do foguetão determinar que se encontrava quase sem hidrogénio, levando a uma abortagem do lançamento simulado. Neste teste foi também verificada a capacidade de suspensão do motor tanto em potência máxima como em baixa potência.

A 23 de Abril de 2001 era realizado o terceiro teste e desta vez com uma duração de 90 s. Durante este teste o motor foi desligado quando o sistema hidráulico que levava a cabo a orientação da tubeira do motor atingiu os limites impostos para o teste, originando uma desactivação automática.

O último teste foi levado a cabo a 6 de Maio de 2001 e a ignição do motor teve uma duração de 5 m 3 s. O objectivo deste teste foi demonstrar o fim automático da ignição do motor devido ao fim do abastecimento de oxigénio líquido.

Ao mesmo tempo que foram realizados os testes com o CBC e o RS-68 juntos, a Boeing levou também a cabo uma série de testes somente com o motor RS-68 na área B-1B do Centro Espacial Stennis, enquanto que o *U.S. Air Force*

*Research Laboratory*, Califórnia, também levava a cabo testes com este motor, sendo o último realizado a 4 de Maio. Os testes do RS-68 permitiram à Boeing reunir dados resultantes de 12.680 s de funcionamento do motor em testes.

Após os testes realizados no Centro Espacial Stennis, o CBC do Delta-4 foi transportado para o Cabo Canaveral a bordo da embarcação Delta Mariner. O CBC chegou ao Cabo Canaveral na manhã do dia 29 de Maio. A bordo do Delta Mariner, o CBC foi transportado no *Elevating Platform Transporter* que depois transportou o estágio numa viagem de quase 15 km até ao Complexo de Lançamento 37 para iniciar uma série de testes de compatibilidade com a plataforma de lançamento. O CBC foi transportado para o HIF (*Horizontal Integration Facility*), o hangar de montagem do Delta-4, por forma a verificar a compatibilidade de todo o sistema (equipamento de montagem, ferramentas e outro material).

Entretanto a 23 de Junho, o motor RS-68 que seria utilizado na primeira missão do Delta-4 terminava os seus testes de aceitação no Centro Espacial Stennis. O motor seria posteriormente enviado no mês de Agosto para a fábrica da Boeing em Decatur, onde seria colocado num CBC e preparado para a primeira missão. O CBC seria transportado para o Cabo Canaveral onde chagaria no dia 5 de Outubro de 2001 transportado pelo Delta Mariner. Após chegar ao Cabo Canaveral, o foguetão passou por meses de preparação e testes até que a 27 de Janeiro de 2002 eram finalmente juntos o primeiro e o segundo estágio em preparação para o lançamento.

O Delta-4 (imagem ao lado) foi transportado para a plataforma de lançamento somente no dia 30 de Abril de 2002 para iniciar mais uma campanha de testes e exercícios de preparação para o primeiro voo. O foguetão foi transportado na horizontal durante a viagem de 20 minutos que cobre os 800 metros de distância entre o HIF e a Plataforma 37B junto do Oceano Atlântico, seno posteriormente colocado na vertical com o auxílio de um braço pneumático. A colocação do CBC na plataforma de lançamento foi o primeiro passo na nova série de testes do Delta-4. Dois propulsores de combustível sólido foram acoplados ao CBC e activados electricamente, num teste que será rotina em todos os lançamentos deste veículos e nos quais estejam presentes os propulsores.

Em finais de Maio de 2002 assistiu-se à colocação no topo do veículo de um modelo de um satélite no interior da ogiva de protecção, permitindo assim às equipas no solo praticarem e testarem todos os procedimentos necessários para estas operações.

No dia 1 de Agosto iniciou-se uma série quatro testes de abastecimento do veículo, com o abastecimento de oxigénio líquido no primeiro e segundo estágio seguido da mesma operação mas desta vez com hidrogénio líquido. Um terceiro teste baseou-se no abastecimento tanto de oxigénio e hidrogénio líquido em ambos os estágios, tal como aconteceria num lançamento real, mas sem os constrangimentos de tempo impostos por uma situação real. Finalmente, o último teste, seguiu todos os passos necessários para lançar o veículo e dando-se o abastecimento como se trata-se de um lançamento real. Estes testes haviam sido agendados para terem lugar em Junho e Julho, no entanto foram adiados por vários dias levando a que a Boeing adia-se o lançamento inaugural, originalmente marcado para finais de Agosto, para o dia 9 de Outubro.

Os testes de abastecimento do Delta-4 permitiram pela primeira vez ter uma ideia de como seria o veículo no seu lançamento inaugural quando a torre de serviço foi colocada na sua posição de lançamento. As actividades levadas a cabo no dia 1 de Agosto foram realizadas de madrugada dado que por essa altura as condições atmosféricas não previam a existência de ventos fortes. De salientar que o foguetão esteve exposto aos elementos durante a realização destes testes.

Finalizados estes testes foram realizados dois WDR (*Wet Dress Rehersals*) que consistiram mais uma vez no abastecimento do foguetão enquanto decorrer uma contagem decrescente por forma a que a equipa de solo ensaie todos os procedimentos. O primeiro WDR teve lugar a 26 de Agosto e durou até ao dia 30. Todos os procedimentos foram ensaiados (abastecimentos dos dois estágios, condicionamento do motor RS-68, validação do equipamento de suporte no solo e certificação da equipa de lançamento), com a recolha dos braços de abastecimento da torre de serviço e com a contagem decrescente a chega a T=0s. A fase final da contagem decrescente foi reciclada e repetida por quatro vezes com a introdução de várias paragens na contagem. Porém, não foi possível realizar a certificação do *software* utilizado no sistema

informático que controlava a operação e que resultou na perca de informação proveniente do lançador. Esta situação, associada à previsão de más condições atmosféricas em Cabo Canaveral levou à decisão de terminal a simulação. Nos dias seguintes veio a verificar-se que o problema informático era mais sério do que originalmente se pensava o que levou a um novo adiamento da primeira missão do Delta-4 para o dia 3 de Novembro.

Enquanto que a equipa da Boeing tentava solucionar o problema com o *software* do seu novo lançador, o satélite a transportar na primeira missão do Delta-4, o Eutelsat-W5 (W1A) chegava a Cabo Canaveral no dia 6 de Setembro e iniciava a sua preparação para a missão nas instalações comerciais da Astrotech, Titusville.

## *WDR-2: Cronologia do teste*

Com os problemas de *software* finalmente resolvidos, a Boeing levou a cabo no dia 14 de Outubro o segundo WDR com a ignição do motor RS-68 durante 5 s (de salientar que por esta altura o lançamento inaugural havia sido adiado novamente para o dia 16 de Novembro). Este segundo WDR também era designado FRF (*Flight Readiness Firing*). No entanto o teste não decorreu sem problemas. Após uma contagem decrescente que decorria sem qualquer problema, verificou-se a existência de um limite de pressão errado no motor do primeiro estágio levando a uma abortagem da contagem decrescente a T-38 s. Resolvido o problema, iniciou-se nova simulação e desta vez tudo correu pelo melhor. A sequência computadorizada encarregou-se da contagem decrescente aos T-8,5 s e aos T-5,5 s iniciava-se a ignição do motor RS-68 (n.º 20003). Em dois segundos apenas o motor atingia a máxima potência (17 milhões cavalos-vapor). A ignição durou um total de 5 s enquanto que o lançador ficava firmemente preso à plataforma 37B. Após a desactivação do motor foi possível ver uma enorme chama quase do tamanho do Delta-4, desenvolver-se ao lado do veículo. Esta chama resultava da queima de propolente não utilizado e foi originada pelo facto de as válvulas do tanque de hidrogénio líquido serem fechadas depois das válvulas do tanque de oxigénio líquido.

O abastecimento de hidrogénio e oxigénio líquido do primeiro estágio do Delta-4 foi iniciado às 1530UTC com o relógio a T-4h 15m. Por volta das 1615UTC terminava o enchimento rápido do tanque de oxigénio líquido e iniciava-se uma fase na qual o oxidante é introduzido no depósito até atingir a capacidade necessária para o voo (não esquecer que nesta altura nos encontrava-mos numa simulação). Entretanto era iniciado condicionamento dos depósitos de hidrogénio e oxigénio líquidos do segundo estágio em preparação do seu abastecimento que se iniciou às 1630UTC. Nesta altura o tanque de hidrogénio líquido do primeiro estágio atingis os níveis desejados para a simulação. O abastecimento rápido dos tanques do segundo estágio terminava às 1705UTC.

Às 1900UTC a equipa de controlo levava a cabo o teste de mobilidade da tubeira do motor RS-68 do primeiro estágio. A contagem decrescente foi suspensa por 15 minutos por forma a que a equipa de controlo pudesse retomar alguma actividade que entretanto se pudesse ter atrasado ou então para discutir algum problema que possa haver surgido. A contagem decrescente foi retomada às 1955 a T-5m para ser interrompida a T-38 s quando um parâmetro limite foi erradamente introduzido no sistema informático. Entretanto foi levadas a cabo algumas tarefas de reciclagem na contagem decrescente para que esta fosse retomada mais tarde a T-5m.

Com o problema resolvido, os engenheiros da Boeing colocaram novamente o relógio a T-5m às 2130UTC após uma reunião entre todos os postos de controlo em serviço nesta simulação. A T-4m30s os sistemas dos dois estágios do lançador começavam a utilizar as fontes internas de energia e a T-2m (2133UTC) o tanque de hidrogénio líquido atingia o

nível e a pressão necessária para a simulação. Às 2134UTC era transmitida a luz verde simulada para a ignição e a T-8s era activado o sequenciador terminal na contagem decrescente. O motor entrava em ignição a T-5,5s e a T-3,3s o motor começava a produzir força, atingindo a potência máxima a T-1s. Nesta altura os computadores que controlavam a simulação verificaram os parâmetros chave para confirmarem o normal funcionamento do motor. A T+0,2s o RS-68 começava a diminuir de potência atingindo um nível nulo a T+1,3s

## *O lançamento do primeiro Delta-4*

Após a análise dos dados obtidos no segundo WDR, a Boeing iniciou os preparativos finais para o primeiro lançamento do Delta-4. No dia 5 de Novembro a ogiva do Delta-4 contendo no seu interior o satélite Eutelsat-W5 foi colocada no topo do foguetão. No entanto deve-se salientar que este processo foi realizado com uma semana de atraso devido ao facto de terem surgido problemas com o motor RL-10B-2 do segundo estágio do Delta-4 num teste realizado na última semana de Outubro. O problema surgiu devido ao mau funcionamento de alguns componentes do motor fabricados em 1998. Depois de uma análise aos componentes do motor instalado no primeiro Delta-4, a Boeing decidiu prosseguir com a preparação da primeira missão do Delta-4.

Os planos para o lançamento do Delta-4 a 16 de Novembro sofreram um revés quando se descobriram fissuras microscópicas num motor RL-10 que se encontrava a ser testado nas instalações da *Pratt & Whitney* em West Palm Beach, Califórnia. Este facto associado ao mau tempo e a problemas de calendarização no Eastern Test Range, levaram a que o lançamento fosse adiado para o dia 19 de Novembro.

A torre de serviço da Plataforma SLC-37B começou a ser colocada na posição de lançamento às 1221UTC do dia 19 de Novembro. O último movimento da torre foi registado às 1245UTC. Esta torre além de proteger o foguetão durante a sua permanência na plataforma de serviço que se encontra mesmo junto do Oceano Atlântico, permite aos técnicos da Boeing o acesso aos diferentes níveis do foguetão. É também uma peça essencial na montagem dos propulsores laterais de combustível sólido e na elevação da ogiva que contém o satélite a ser colocado em órbita. Pelas 1515UTC era emitida a ordem para todos os técnicos abandonarem a área da plataforma de lançamento e às 1539UTC a contagem decrescente era suspensa por 60 minutos a T-6h 37m. Esta foi a última vez que a contagem foi suspensa antes de se iniciar a chamada "*Terminal Coutdown*" às 1639UTC.

A janela de lançamento prevista para a primeira missão de um foguetão Delta-4 estendia-se entre as 2239UTC e as 2349UTC. No entanto a USAF havia emitido um período COLA (*COLlision Avoidance*) entre as 2315:54UTC e as 2325:01UTC. Note-se que não é possível realizar qualquer lançamento nos períodos COLA por haver o perigo de colisão com um objecto já em órbita terrestre.

Os processos de condicionamento dos tanques de LOX e $LH_2$ do primeiro estágio foram iniciado às 1710UTC (T-5h6m). Estes são processos de arrefecimento dos depósitos com a introdução de pequenas quantidades de propolente em preparação do abastecimento dos mesmos. Sem qualquer problema a complicar a contagem decrescente, foi dado às 1739UTC (T-4h37m) a ordem para se iniciar o abastecimento dos depósitos, sendo este iniciado às 1754UTC (T-4h22m) com um pequeno adianto ao inicialmente previsto.

O LOX e o $LH_2$ que abastecem o primeiro estágio encontram-se respectivamente a -183,33ºC e a -252,78ºC, encontrando-se armazenados em dois depósitos esféricos situados no Complexo 37. O depósito de oxigénio líquido tem

uma capacidade de 946,25 $m^3$, enquanto que o depósito e hidrogénio líquido tem uma capacidade de 3.217,25 $m^3$, permitindo três tentativas de lançamento sem haver a necessidade de reabastecimento dos próprios depósitos. O LOX e o $LH_2$ são canalizados para o primeiro estágio através de um sistema de tubagens até à base da plataforma de lançamento onde está apoiado o foguetão. Por outro lado, para o segundo estágio, mastros de serviço alimentam os depósitos através de braços umbilicais retracteis situados na torre de serviço fixa FUT (*Fixed Umbilical Tower*).

O processo de condicionamento do tanque de $LH_2$ do segundo estágio foi iniciado às 1824UTC (T-3h52m) e finalizado às 1835UTC (T-3h41m), dando-se a luz verde para se iniciar o abastecimento. Entretanto procedeu-se à verificação dos sinais de detecção entre o veículo e o *Eastern Range* que controla os lançamentos desde Cabo Canaveral.

O abastecimento de hidrogénio líquido ao primeiro estágio terminou às 1843UTC (T-3h33m), dando-se inicio aos preparativos para se efectuar o abastecimento de oxigénio líquido do segundo estágio. Apesar de finalizado o abastecimento de hidrogénio líquido, e devido à natureza volátil do propolente, mantém-se sempre um fluxo por forma a manter o nível no interior do tanque. Este é um procedimento que se realiza nos quatro tanques de propolente até quase ao momento da ignição.

Entretanto a USAF anunciava às 1918UTC que o lançamento não poderia ter lugar dentro de um período de nove minutos inserido na janela de lançamento para o primeiro Delta-4. Os COLA anunciados estendiam-se entre as 2316UTC e as 2325UTC, havendo assim duas janelas de lançamento entre as 2239UTC e 2316UTC e as 2325UTC e 2349UTC.

Pelas 1952UTC (T-2h42m) procedia-se ao enchimento dos depósitos de oxigénio líquido de ambos os estágios e também do depósito de hidrogénio líquido do segundo estágio. O mesmo viria a acontecer ao depósito de hidrogénio líquido do primeiro estágio após terem finalizado algumas actividades associadas com o motor RS-68 e que constituíam o condicionamento pressurizado do motor (2006UTC T-2h28m).

Todos os preparativos para o lançamento do Delta-4 foram supervisionados a partir do novo *Delta Operations Center* (DOC) localizado a 2,8 km da plataforma de lançamento. Este edifício havia sido construído para controlar as operações associadas ao programa do foguetão Titan-Centaur, tendo sido reconvertido para o novo programa. Os engenheiros da Boeing que controlam o foguetão e os sistemas no solo estão localizados no terceiro andar do edifício, enquanto que os directores de missão estão localizados no quatro andar no *Mission Directors Center* (MDC). Todos têm uma vista panorâmica sobre a Plataforma SLC-37B através de janelas com vidros à prova de choque. O edifício contém também outras divisões onde estão colocadas equipas de apoio.

Às 2125UTC (T-1h9m) deram-se inicio aos testes de orientação da tubeira do motor RS-68, sendo iniciados às 2128UTC (T-1h6m) e terminados às 2142UTC (T-52m). Seguiram-se testes similares nos motores de combustível sólido dos propulsores laterais. Os testes no motor RL-10B-2 do segundo estágio terminaram às 2134UTC.

Às 2156UTC (T-38m) o *Eastern Range*, que é controlado pela USAF, levou a cabo os testes do sistema de autodestruição do foguetão, assegurando assim que os controladores encarregues pela segurança poderiam destruir o Delta-4 caso surgisse algum problema nos primeiros minutos de voo. Os testes terminaram às 2209UTC (T-15m).

A contagem decrescente entrava na sua última paragem antes da ignição às 2219UTC (T-5m), tendo uma duração de 15 minutos. Às 2223UTC era dada a luz verde para se iniciar a configuração do satélite Eutelsat-W5 para o lançamento com o satélite a utilizar as suas baterias internas às 2226UTC.

O Eutelsat-W5 é um elemento principal no objectivo estratégico na expansão geográfica da Eutelsat do seu domínio Euro-asiático para o Oceano Pacífico. Colocado a 70,5º de longitude Este na órbita geossíncrona, o Eutelsat-W5 é o último de uma família de satélites de comunicações que providencia uma vasta gama de serviços desde 1998. Tendo 3.162kg de peso, está equipado com 24 repetidores em banda-Ku capazes de distribuir um leque enorme de serviços que incluem a distribuição de vídeo e serviços de Internet. O Eutelsat-W5 foi construído pela Alcatel Space e o seu desenho é baseado na plataforma Spacebus-3000. O seu período mínimo de serviço é de 12 anos.

Às 2225UTC a equipa de controlo indicava a existência de um problema com o sistema de retracção dos braços umbilicais da torre de serviço fixa da Plataforma 37B. A paragem na contagem decrescente era prolongada por cinco minutos às 2230UTC, o que levava ao adiamento do lançamento por cinco minutos para as 2244UTC. A indicação de problemas nos braços umbilicais surgiu quando estes estavam a ser recolhidos. A equipa de controlo decidiu voltar a colocar os braços na posição inicial e retomar a operação. Entretanto às 2232UTC ouvia-se um alarme relacionado com um problema no segundo estágio do lançador.

Pelas 2235UTC os braços umbilicais eram recolhidos sem qualquer problema, mantendo-se a situação com o segundo estágio do lançador. O problema estava relacionado com o canal de banda-C do estágio superior do Delta-4. Após a sua resolução foi decidido adiar o lançamento para as 2300UTC. Às 2251UTC a equipa de controlo dava a luz verde para a continuação da contagem decrescente, mas às 2254UTC a paragem era prolongada devido a um problema associado com o abastecimento final do segundo estágio do Delta-4. Às 2258UTC era anunciada nova hora para o lançamento às 2309UTC.

A luz verde para prosseguir com a contagem decrescente foi dada às 2301UTC, sendo esta retomada às 2304UTC (T-5m). Nesta altura os sistemas do primeiro e do segundo estágio começavam a utilizar as fontes internas de energia. Às 2306UTC (T-3m) terminava o abastecimento de hidrogénio líquido ao primeiro estágio e iniciava-se a pressurização do tanque.

A contagem decrescente era novamente interrompida às 2306UTC (T-2m15s) por ordem do *Launch Weather Officer*, devido ao facto de a velocidade do vento no solo (14,76 km/h) exceder os limites impostos para o lançamento que são de 13,89 km/h. A equipa de controlo colocou o lançador em segurança e voltou á configuração na qual se encontrava a T-5m. Devido a este atraso foi anunciada às 2314UTC uma nova hora de lançamento agora agendado para as 2335UTC. Entretanto o satélite Eutelsat-W5 foi mantido em condições de lançamento.

Após se terem verificado as condições na plataforma de lançamento e de se obterem novos dados sobre a velocidade dos ventos no solo e em altitude, a equipa de controlo voltou a reunir às 2326UTC para dar nova luz verde para a continuação da contagem decrescente que foi retomada às 2330UTC (T-5m). A T-4m30s (2330UTC) os sistemas de ambos os estágios do lançador voltavam a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e às 2332UTC (T-3m) terminava o abastecimento de hidrogénio líquido ao primeiro estágio e iniciava-se a pressurização do tanque.

Novamente às 2333UTC a contagem decrescente era interrompida a T-2m22s devido a problemas no sistema informático do Delta-4 originado pelo facto de uma válvula no tanque de LOX do primeiro estágio não se ter fechado convenientemente. Encontrando-se tão perto do fim da janela de lançamento para o dia 19 de Novembro, a Boeing decidiu adiar o voo inaugural do Delta-4 para o dia seguinte. A equipa de técnicos e engenheiros da Boeing iniciaram a drenagem dos tanques de propolente dos dois estágios do Delta-4, mas decidiram não colocar a torre de serviço móvel junto do lançador.

No dia 20 de Novembro, pelas 1639UTC (T-5h45m) iniciava-se a *Terminal Countdown* para mais uma tentativa de lançamento do primeiro Delta-4 marcada para as 2239UTC. Às 1822UTC era dada a luz verde para o inicio do abastecimento de hidrogénio líquido do primeiro estágio do Delta-4, iniciando-se o processo de acondicionamento do tanque e passando-se posteriormente para um abastecimento rápido do mesmo até se atingir um nível desejado, tal como já foi anteriormente descrito. Por outro lado o abastecimento de oxigénio líquido no primeiro estágio foi iniciado às 1830UTC. O enchimento rápido do tanque de $LH_2$ do primeiro estágio terminou às 1939UTC, iniciando-se posteriormente o enchimento lento do mesmo. O abastecimento dos tanques de propolente do segundo estágio iniciava-se às 1944UTC, com o tanque de hidrogénio a atingir os níveis desejados às 2009UTC. As actividades de acondicionamento do motor RS-68 iniciaram-se às 2024UTC ao mesmo tempo que também se iniciava o abastecimento lento do tanque de hidrogénio líquido do primeiro estágio.

Os testes de mobilidade das tubeiras dos motores do Delta-4 decorreram entre as 2125UTC e as 2141UTC.

Devido aos adiamentos originados pelos ventos na última tentativa de lançamento, a Boeing decidiu rever os dados obtidos durante o FRF levado a cabo em Outubro e optou por remover a margem adicional de 10% inserida nos limites da velocidade dos ventos no solo para o lançamento do Delta-4. Para esta missão havia um limite da velocidade do vento e mais uma margem de segurança de 10%, no entanto essa margem foi removida para esta tentativa de lançamento. Deve-se ter em conta que baseados na direcção específica do vento para este lançamento, a equipa de controlo não tinha a preocupação de violar os critérios do vento, concentrando-se mais no problema posto pelas nuvens e aguaceiros. O último balão atmosférico lançado desde Cabo Canaveral havia revelado fortes ventos na região de voo trans-atlântica para o delta-4.

Às 2156UTC o *Eastern Range* levou a cabo os testes do sistema de autodestruição do foguetão, assegurando assim que os controladores encarregues pela segurança poderiam destruir o Delta-4 caso surgisse algum problema nos primeiros minutos de voo. Os testes terminaram às 2204UTC.

Com as condições agora aceitáveis para os ventos em altitude, era dada às 2212UTC a ordem "*go for launch!!!*", prosseguindo a contagem decrescente. Às 2217UTC eram recolhidos os braços umbilicais da torre de serviço fixa da plataforma de lançamento e às 2219UTC (T-5m) a contagem decrescente entrava na sua última paragem antes do lançamento. O satélite Eutelsat-W5 começava a utilizar as suas baterias internas às 2226UTC e às 2228UTC os controladores verificavam que as condições atmosféricas mantinham-se ideais para o lançamento baseados nos dados obtidos por mais um balão atmosférico.

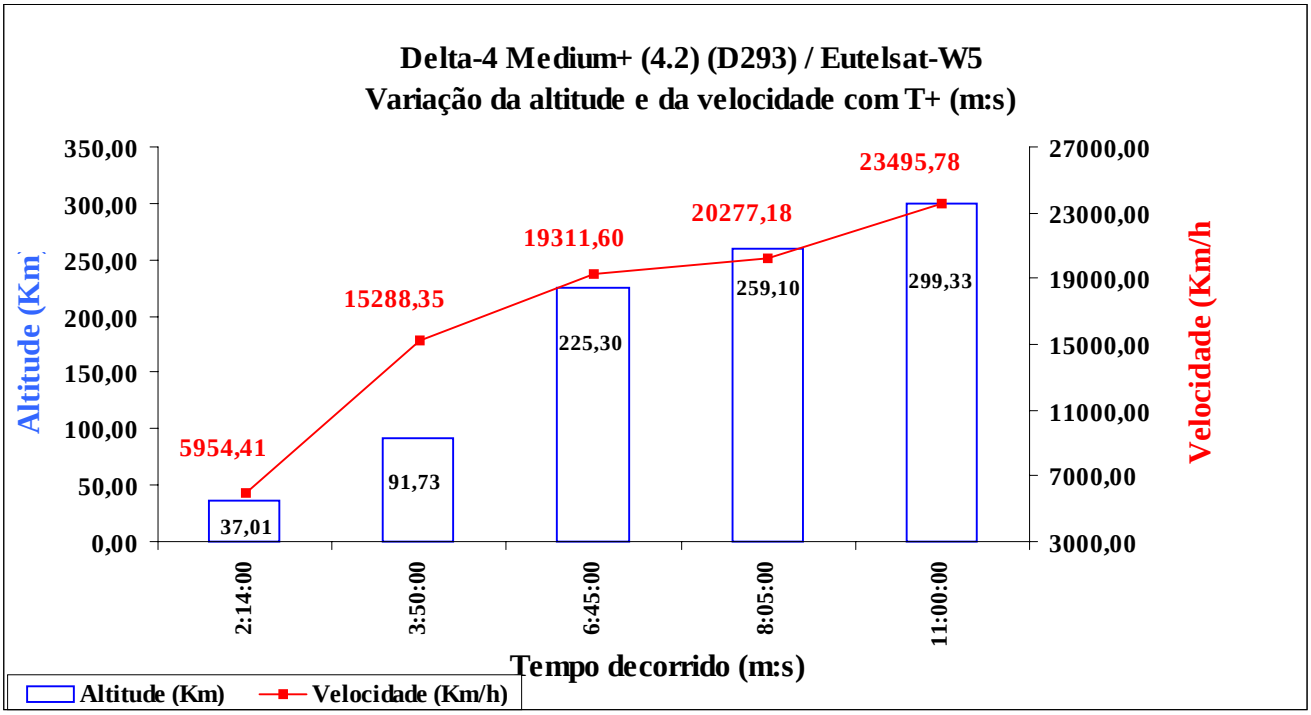
A contagem decrescente era retomada às 2234UTC (T-5m) após uma reunião onde os controladores da missão deram a luz verde para a continuação da contagem decrescente sem haver qualquer problema técnico a registar.

Às 2235UTC (T-4m30s) os sistemas do primeiro e do segundo estágio começavam a utilizar as fontes internas de energia e às 2236UTC (T-3m) terminava o abastecimento de hidrogénio líquido ao primeiro estágio e iniciava-se a pressurização do tanque. Os dois tanques do segundo estágio eram pressurizados para o voo às 2237UTC (T-2m) e às 2238UTC (T-1m) era dada luz verde por parte do *Eastern Range* para o lançamento.

A T-20s (2238UTC) era activado o sistema de orientação das tubeiras dos motores de combustível sólido dos propulsores laterais. A T-9,5s entrava em funcionamento o sistema de eliminação de hidrogénio residual situado por debaixo do motor principal do Delta-4 para queimar qualquer quantidade de hidrogénio que se pudesse ter acumulado naquela zona. O sequenciador terminal tomou conta da contagem decrescente a T-8,5s e a ignição do motor RS-68 teve início a T-5,5s. Mesmo antes da ignição dos propulsores laterais de combustível sólido, o motor RS-68 atingiu um nível a 101% da sua força e nessa altura os computadores de controlam verificaram os dados obtidos. A ignição dos propulsores laterais dá-se a T-0,002s e às 2239:00,270UTC o primeiro Delta-4 abandonava a Plataforma de Lançamento SLC-37B.

Às 2240:05UTC (T+65s) o Delta-4 havia já ultrapassado a zona de maior pressão dinâmica e a T+1m45s (2240:45UTC) dava-se a separação dos dois propulsores laterais. A T+2m14s (2241:14UTC) o Delta-4 atingia uma velocidade de 5.954,41 km/h e uma altitude de 37,01 km/h, encontrando-se 82,07 km/h de Cabo Canaveral. A T+4m (2243:00UTC) o motor RS-68 diminuía a sua potência para 58% em preparação do final da sua ignição que viria a acontecer a T+4m10s (2243:10UTC). A T+4m20s (2243:20UTC) dava-se a separação do CBC e da secção inter-estágio, com a tubeira do motor RL-10B-2 a colocar-se em posição para iniciar a sua ignição a T+4m30s (2243:30UTC).

A T+5m (2244:00UTC) dava-se a separação da ogiva de protecção do satélite Eutwlsat-W5 e às 2245:45UTC (T+6m45s) o lançador atingia os 225,30 km de altitude, viajando a 19.311,60 km/h (a uma distância de 1.023,51 km do Cabo Canaveral). A T+11m30s (2250:30UTC) a estação de rasteio de Antígua começava a captar a telemetria proveniente do lançador.



Às 2252:18UTC (T+13m18s) atingia-se a fase SECO-1 (*Second Stage Cut-Off-1*) com o veículo a atingir uma órbita preliminar com um apogeu de 517,87 km de altitude, um perigeu de 161,41 km de altitude e uma inclinação orbital de 27,28º em relação ao equador terrestre.

Após atingir a órbita terrestre o segundo estágio manobrou por forma a colocar-se na atitude correcta para iniciar a sua segunda ignição que teve lugar às 2302:38UTC (T+23m38s) e teve uma duração de aproximadamente cinco minutos atingindo a fase SECO-2 às 2307:28UTC (T+28m28s). Entretanto os sinais de telemetria do segundo estágio já haviam sido adquiridos pela estação de rasteio da Ilha de Ascensão às 2259:30UTC (T+20m30s). Com o final da segunda queima do motor RL-10B-2 do segundo estágio, os parâmetros orbitais foram alterados para um apogeu de 31.216,07 km de altitude, um perigeu de 467,18 km de altitude e uma inclinação orbital de 13,49º em relação ao equador terrestre.

A Ilha de Ascensão deixava de captar o sinais do veículo às 2310:30UTC (T+31m30s). A estação de rasteio de Hartebeesthoek, África do Sul, deveria ser a seguinte estação de rasteio a receber os sinais do Delta-4 no entanto nenhum dado foi recebido através desta estação. A informação seguinte veio da estação de rasteio situada em Diego Garcia, Oceano Índico (2315:32UTC T+36m32s).

Antes da separação do Eutelsat-W5, o segundo estágio do foguetão Delta-4 entrou numa ligeira rotação por forma a estabilizar o satélite na sua separação. O Eutelsat-W5 separava-se às 2316:46UTC (T+37m46s), entrando assim na sua órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O satélite Eutelsat-W5 recebeu a Designação Internacional 2002-051A e o número de catálogo orbital 27554. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## *25 de Novembro – 8K82K Proton-K DM3 / Astra-1K*

A 25 de Novembro de 2002 um foguetão 8K82K Proton-K equipado com um estágio superior Block DM3 colocou em órbita o satélite de telecomunicações Astra-1K. O lançamento teve lugar às 2304:23UTC a partir do Complexo LC81 PU-23 (Plataforma 23 também conhecida como 81L) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão.

No entanto, e devido a problemas com o estágio Block DM3, o satélite ficou colocado numa órbita inútil acabando por reentrar na atmosfera terrestre alguns dias mais tarde.

Esta foi a 8ª missão da *International Launc Services* (ILS) no ano 2002, sendo também o 7º voo de um Proton-K neste ano, a 25ª missão da ILS desde a sua formação em 1995 e o 6º lançamento para a ASTRA realizado pela ILS utilizando um lançador Proton-K.

## *O lançador 8K82K Proton-K DM3*

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais. O Proton-K é construído pelo Centro Estadual de Produção e Pesquisa Espacial Khrunichev, com sede em Moscovo.

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

Utilizando o estágio Block DM3 (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM3 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460Kg. É capaz de colocar uma carga de 1.880Kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100Kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM3 (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 Kg, pesando 31.100 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 Kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem $N_2O_4$/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 Kg e uma massa de 11.715 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 Kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 Kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem $N_2O_4$/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 Kg e uma massa de 4.185 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 Kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 Kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome $N_2O_4$/UDMH.

O quarto estágio, 11S861-01 (Block DM3), tem um peso bruto de 18.650 kg e uma massa de 2.650 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação que, apesar de diminuir a capacidade de carga, não requer que o sistema de orientação do satélite providencie qualquer comando para a orientação do estágio. Na realidade do Block DM3 é um estágio Block DM-2M modificado para operar com os satélites que têm como base o modelo Hughes HS-601. O Block DM3 é construído pela Corporação Korolec RSC Energia, Moscovo.

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM3 teve lugar a 8 de Abril de 1996, quando o veículo 390-01 11S861 DM3 n.º 1L colocou em órbita o satélite de comunicações Astra-1F (23842 1996-021A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-23).

Já foram realizados 24 lançamentos com o 8K82K Proton-K DM3. No entanto destes lançamento, 2 não atingiram os objectivos pretendidos, isto é o satélite ficou colocado numa órbita inútil. Tendo isto em conta podemos afirmar que a taxa de sucesso deste modelo é de 91,67%.

O foguetão 8K82K Proton-K DM3 que colocou em órbita o satélite Astra-1K tinha 691.272 kg de peso e media 57,2 metros de altura.

| Data | Lançamento | N.º Série | Local Lançamento | Plataforma | Satélites |
|---|---|---|---|---|---|
| 27-Set-99 | 1999-053 | 398-02 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | LMI-1 (25924) |
| 12-Fev-00 | 2000-011 | 399-02 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Garuda-1 (26089) |
| 30-Jun-00 | 2000-035 | 400-01 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-24 | Sirius-1 (26390) |
| 5-Set-00 | 2000-051 | 400-02 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Sirius-2 (26483) |
| 1-Out-00 | 2000-059 | 401-01 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | GE-1A (26554) |
| 21-Out-00 | 2000-067 | 402-01 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | GE 6 (26580) |
| 30-Nov-00 | 2000-077 | 402-02 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Sirius-3 (26626) |
| 30-Mar-02 | 2002-016 | 406-01 | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Intelsat-903 (27403) |
| 7-Mai-02 | 2002-023 | | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-24 | DirecTV-5 (27426) |
| 22-Ago-02 | 2002-039 | | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Echostar-8 (27501) |
| 25-Nov-02 | 2002-053 | | GIK-5 Baikonur | LC81 PU-23 | Astra-1K (27558) |

## *O satélite Astra-1K*

Em Dezembro de 1997 a *Societé Europeénne de Satéllites* (SES) ASTRA, encomendou à *Alcatel Space* a construção do maior e mais versátil satélite de comunicações até então construído. O contrato em a SES e a *Alcatel Space* previa a construção de um satélite e de outro opcional, além de todo o equipamento de solo necessário. A Alcatel Space estava também encarregue de providenciar a compatibilidade do satélite com o lançador e respectivo interface, transporte e seguro do veículo até ao local de lançamento, condução da campanha de lançamento com a preparação e operação do satélite, comissionamento em órbita do satélite, suporte no solo para comissionamento do satélite em órbita e respectivas operações de suporte, elaborar a documentação operacional, providenciar um simulador do satélite e treino do pessoal do SES.

O Astra-1K utilizava uma plataforma Spacebus-4000 com sistemas de aviónicos provenientes da plataforma Spacebus-3000B3. O satélite deveria ser colocado numa posição localizada a 19,2º longitude Este na órbita geossíncrona e

estaria equipado com 53 canais em banda-Ku (11º W com uma largura de banda de 26MHz) e 2 canais de banda-Ka (66 W com uma largura de banda de 500MHz).

O satélite, que deveria ter uma vida útil de 13 anos, teria três missões principais que passavam pelo fortalecer da capacidade da frota de satélites Astra na posição 19,2º longitude Este (o satélite ia operar nas bandas anteriormente ocupadas pelos satélites Astra-1B, Astra-1C e Astra-1D), aumento da cobertura geográfica e reutilização de frequências sobre duas zonas distintas e utilização do sistema multimédia e interactivo com o desenvolvimento de um novo serviço em banda-Ka, sendo também suplente do satélite Astra-1H (25785 1999-033A). O Astra-1K iria também retransmitir serviços de rádio, TV e comunicações móveis para a Europa Ocidental, incluindo Espanha e Portugal.

A plataforma Spacebus-4000 permitiria ao Astra-1K a capacidade de utilizar sete antenas com nove reflectores. Utilizaria também propulsão eléctrica. De salientar que estas plataformas são compatíveis com os foguetões Ariane-4, Ariane-5 e Proton-K.

Segundo a ILS, fornecedora do lançador, o satélite Astra-1K tinha um peso de aproximadamente 5.250 kg no lançamento e foi o primeiro satélite fabricado pela Alcatel Space a ser colocado em órbita terrestre. Os seus painéis solares estendiam-se por 37,0 metros de comprimento e o veículo tinha 6,6 metros de altura.

## *Preparação e lançamento do Astra-1K*

O Astra-1K saiu das instalações da *Alcatel Space* em Cannes, França, no dia 24 de Outubro de 2002 sendo transportado para o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão. De nota que o lançamento do Astra-1K estava inicialmente previsto para ser realizado em Dezembro de 2001, sendo então consecutivamente adiado para 15 de Julho de 2002, 16 de Agosto e 25 de Agosto de 2002.

Após chegar a Baikonur, o satélite passou por uma fase de testes e preparação para o lançamento com a realização da verificação de todos os seus sistemas de bordo, adaptação ao Block DM3, colocação da ogiva de protecção e posterior transporte e acoplamento ao lançador 8K82K Proton-K.

A missão do veículo lançador seria a de colocar o conjunto Block DM3 / Astra-1K numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, com os três primeiros estágios do Proton-K a utilizar um perfil de ascensão standard. O Block DM3 / astra-1K seria então colocado numa órbita circular preliminar a 175,5 km de altitude e com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. Após atingir essa órbita o satélite deveria ser propulsionado para a sua órbita de transferência por duas ignições do Block DM3. Quase 6h 36m após o lançamento desde Baikonur deveria ocorrer a separação entre o quarto estágio do lançador e o satélite (numa órbita em que os parâmetros deveriam ser: apogeu de 35.786 km, perigeu de 3.343 km e inclinação orbital de 26,3º), e o Astra-1K deveria levar a cabo uma série de ignições no apogeu da sua órbita utilizando o seu motor de manobra orbital, por forma a elevar o perigeu orbital, baixar a sua inclinação e circularizar a órbita na altitude geossíncrona a 36.000 km.

O satélite Astra-1K encontra-se já no interior da ogiva de protecção do foguetão 8K82K Proton-K DM3. Na imagem é visível o estágio superior Block DM3. Imagem: RKK Energiya.

Às 2234UTC do dia 25 de Novembro a torre de serviço móvel da plataforma de lançamento PU-23 do Complexo 81 acabava de ser removida num processo que demorou aproximadamente 45 minutos. Nesta altura o veículo já se encontrava totalmente abastecido com os seus propolentes hipergólicos num processo que se havia iniciado à 5h30m. Nesta fase a contagem decrescente era já controlada por computador.

A T-9m (2255UTC) os três estágios iniciais do Proton-K foram verificados e encontravam-se prontos para o lançamento. A T-3m (2301UTC) o foguetão lançador começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e a T-2m (2302UTC) verificava-se que o Block DM3 se encontrava pronto para o lançamento, com o seu motor a iniciar a utilização das baterias internas para o fornecimento de energia. A T-1m /2304UTC) a chave de ignição do Proton-K no centro de controlo era activada.

O comando para que os motores do primeiro estágio entrassem em ignição foi emitido a T-2,5 s e a T-1,6 s os seis motores entravam em ignição, atingindo 40% da sua potência. A potência dos motores aumentava para 107% a T-0,9 s e o veículo abandonava a plataforma de lançamento às 2304:23UTC (T=0 s).

Após sair da plataforma de lançamento o Proton-K executou uma manobra por forma a se colocar na trajectória ideal e a T+65 s (2305:28UTC) atingia a zona de máxima pressão dinâmica. A T+2m (2306:23UTC) o segundo estágio entrava em ignição e a T+2m03s (2306:26UTC) dava-se a separação do primeiro estágio que acabaria por cair na área n.º 25 situada na região de Karaganda, Cazaquistão. O final da queima do segundo estágio deu-se a T+5m28,3s (2309:51UTC) e a separação deste estágio deu-se a T+5m31,3s (2306:54UTC). O segundo estágio caiu na área n.º 310 situada na região de Altai. O terceiro estágio entrou em ignição a T+5m36,8s (2309:59UTC) e a separação da ogiva de protecção do satélite Astra-1K deu-se às 2310:05UTC (T+5m42,5s), com a ogiva a cair também na área n.º 310 situada na região de Altai. O final da queima do terceiro estágio dava-se a T+9m24s (2313:47UTC) e a separação entre o terceiro estágio e o conjunto Block DM3 / Astra-1K tinha lugar a T+9m43s (2314:06UTC). O Block DM3 / Astra-1K entraram numa trajectória balística com um apogeu de 183 km de altitude e um perigeu negativo a -744 km (inclinação orbital de 51,6º). Para atingir uma órbita estável em torno da Terra, o Block DM3 teve de realizar uma primeira ignição entre T+15m45s (2320:08UTC) e T+17m03s (2321:26UTC), elevando o perigeu para os 175 km de altitude. Usualmente não é necessário que o último estágio leve a cabo esta manobra, no entanto devido ao peso do Astra-1K ela foi necessária.

Uma segunda ignição estava planeada para ter lugar entre T+1h13m22s (0017:22UTC) e T+1h20m37s, e que era destinada a elevar o apogeu orbital para os 35.786 km de altitude. Uma terceira ignição estava planeada quando o conjunto atingisse o apogeu a T+6h14m10s e com uma duração de 1m28s, elevando assim o perigeu até aos 3.342,52 km de altitude e diminuindo a inclinação orbital. Nessa altura dar-se-ia a separação do Astra-1K a T+6h35m37s.

Porém, algo correu mal a quando da segunda ignição do Block DM3, tendo o satélite sido colocado numa órbita circular a 175,41 km de altitude. O problema com o Block DM3 deu-se 1 s após o inicio da ignição quando um comando automático ordenou a separação do satélite. Após a separação do último estágio do lançador, o Astra-1K procedeu à abertura parcial dos seus painéis solares e a *Alcatel Space* conseguiu controlar o satélite negando assim as notícias que davam o Astra-1K como descontrolado. Entretanto uma Comissão Estadual Russa era formada para analisar as causas da segunda falha registada com um estágio Block DM3[10]. Foi também referido que os 15.000 kg de combustível hipergólico a bordo do estágio foram libertados no espaço. No dia 27 de Novembro a *Alcatel Space* conseguia colocar o satélite numa órbita circular estável com uma altitude média de 290 km. Esta manobra permitiu assim aumentar a vida do satélite em órbita enquanto se iniciavam uma série de análises para determinar o futuro do veículo.

[10] A primeira falha registada com o Block DM3 deu-se a 24 de Dezembro de 1997 quando um foguetão 8K82K Proton-K (394-01) DM3 (5L), lançado desde a Plataforma LC81 PU-23 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, tentou colocar em órbita o satélite de telecomunicações Asiasat-3 HGS-1 (25126 1997-086A).

O estágio 11S861-01 Block DM3 reentrou na atmosfera terrestre às 1407UTC do dia 28 de Novembro sobre o Oceano Pacífico (47,61ºS – 186,57ºE)[11].

| Dia | Apogeu (km) | Perigeu (km) |
|---|---|---|
| 27 de Novembro | 301 | 285 |
| 29 de Novembro | 303 | 279 |
| 30 de Novembro | 301 | 285 |
| 30 de Novembro | 304 | 286 |
| 1 de Dezembro | 315 | 267 |
| 3 de Dezembro | 317 | 257 |
| 4 de Dezembro | 324 | 254 |
| 5 de Dezembro | 338 | 244 |
| 6 de Dezembro | 347 | 235 |

No dia 5 de Dezembro a empresa *Orbital Recovery Corporation*, propunha um ambicioso plano de salvamento do Astra-1K, utilizando o seu veículo modular GSLES (*Geosynch Spacecraft Life Extension System*) para propulsionar o satélite para a órbita geossíncrona. O plano passaria pela elevação da órbita na qual se encontrava o Astra-1K por forma a lhe garantir mais 20 meses de permanência em órbita. Nessa altura seria lançado o rebocador GSLES que se iria acoplar ao satélite e fornecer a velocidade necessária para que este atingisse a órbita de Clark. No entanto, e apesar das negociações entre a *Orbital Recovery Corporation* e a *Alcatel Space*, esta acabou por recusar a oferta e decidiu-se pela destruição do Astra-1K numa reentrada atmosférica. A própria movimentação do satélite em órbita entre os dias 30 de Novembro e 6 de Dezembro era indicativo de que a *Alcatel Space* se preparava para fazer o satélite reentrar na atmosfera, ao tornar a sua órbita cada vez mais excêntrica (ver tabela em cima).

O Astra-1K acabou por reentrar na atmosfera terrestre às 0200UTC do dia 10 de Dezembro de 2002 sobre o Oceano Pacífico. Os destroços do satélite caíram numa área localizada entre os 27º S a 54º S e 133º W a 174º W. A operação foi conduzida em conjunto pela *Alcatel Space* e pelo CNES. Em antecipação à reentrada do satélite, a Nova Zelândia decidiu impedir o trafego aéreo e marítimo nesta zona durante a hora prevista para a reentrada.

A Comissão de Inquérito ao acidente revelou em Janeiro de 2003 que a causa da falha do Block DM3 se deveu a contaminação no motor do estágio superior e a um excesso de combustível no motor, tendo provocado altas temperaturas que levaram à sua destruição. No entanto a Comissão não conseguiu isolar uma causa directa para a explosão.

As consequências deste acidente para a ILS, para a empresa Khrunichev e para a Corporação Energiya foram importantes. A ILS tinha mais um satélite programado para ser lançado em órbita por um estágio superior Block DM3 e em consequência deste acidente decidiu não utilizar mais o DM3 e passar a utilizar o estágio superior Breeze-M construído pela Khrunichev. Outra consequência deste acidente foi a possibilidade de muitos clientes da ILS ficarem com receio do lançador Proton-K e preferirem o foguetão americano Atlas-5 apesar de esta não ser uma hipóteses muito aliciante pois o Atlas-5 foi lançado somente por uma vez.

A utilização do estágio Breeze-M vem ajudar a Khrunichev que á muito tentava verdadeiramente ver-se livre do Block DM3, ficando assim com um lançador totalmente produzido nas suas fábricas. Para a Corporação Energiya este acidente representa um rude golpe na sua situação já muito abalada pela falta de investimento no programa espacial russo em geral.

O satélite Astra-1K recebeu a Designação Internacional 2002-053A e o número de catálogo orbital 27558. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## *28 de Novembro – 11K65M Kosmos-3M / AlSat-1 (DMC-1); Mozhayets; Rubin-3-DSI*

A última missão orbital do mês de Novembro marcou o 54º lançamento de 2002. Um foguetão 11K65M Kosmos-3M colocou em órbita os satélites Al Sat-1 (DMC-1) e Mozhayets, sendo lançado desde a Plataforma 1 do Complexo de Lançamentos 132 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. O lançamento teve lugar às 0607UTC.

Este lançamento estava anteriormente agendado para ter lugar a 12 de Setembro, sendo adiado para 29 de Outubro e depois para 28 de Novembro.

Este foi o 612º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961, sendo o 428º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M e o 409º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,56%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (PO-Polyot), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho Yuzhnoye) e pela Associação de Produção Científica Prikladnoi Mekhaniki (Mecânica Aplicada).

O primeiro foguetão da família Kosmos foi lançado a 27 de Outubro de 1961. Nesse dia um foguetão Kosmos 63S1 Cosmos 2I tinha como missão colocar em órbita o satélite DS-1 n.º 1 mas no entanto o lançamento fracassou. O primeiro lançamento com sucesso deu-se a 16 de Março de 1962, com a colocação em órbita do satélite Cosmos 1 (00266 1962-008A) desde o silo Mayak-2 no Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, por um foguetão Kosmos 63S1 Kosmos 2I (n.º

[11] Ver **Regressos e Reentradas**.

6LK). O primeiro lançamento de um 11K65M Kosmos-3M teve lugar a 15 de Maio de 1967 com a colocação em órbita do satélite Cosmos 158 Tsyklon GVM (02801 1967-045A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk (LC132).

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios que é também designado C-1 Skean, SL-8 e SS-5 (no qual é baseado). Tendo um peso total de 107.500 kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696 kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400 kg (órbita baixa a 400 km de altitude) ou 700 kg (órbita a 1.600 km de altitude).

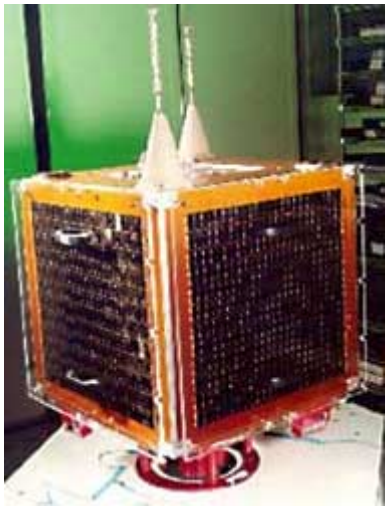
O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65) tem um peso bruto de 87.100 kg, pesando 5.300 kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216 (também designado 11D614) tem um peso de 1.350 kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.135 kg, pesando 1.435 kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D94 desenvolve uma força de 16.000 kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio tem um comprimento de 6,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor tem um peso de 185 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1 câmara de pré-combustão e 4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.

| Lançamento | Data | Veículo Lançador | Local Lançamento | Plat. Lanç. | Carga |
|---|---|---|---|---|---|
| 1999-022 | 28-Abr-99 | 11K65M Kosmos-3M (65036-413) | GTsP-4 Kapustin Yar | LC107 | ABRIXAS (25721 1999-022A) Megsat-0 (25722 1999-022B) |
| 1999-045 | 26-Ago-99 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | Cosmos 2366 (25892 1999-045A) |
| 2000-033 | 28-Jun-00 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | Nadezhda-6 (26384 2000-033A) Tsingua (26385 2000-033B) SNAP (26386 2000-033C) |
| 2000-039 | 15-Jul-00 | 11K65M Kosmos-3M (47136-414) | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | CHAMP (26405 2000-039B) MITA (26404 2000-039A) BIRD-RUBIN (26406 2000-039C) |
| 2000-074 | 20-Nov-00 | 11K65M Kosmos-3M (47165-631) | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | QuickBird-1 (26617 2000-074A) |
| 2001-023 | 08-Jun-01 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | Cosmos 2378 (26818 2001-023A) |
| 2002-026 | 26-Nov-01 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC133-1 | Cosmos 2389 (27436 2002-026A) |
| 2002-036 | 08-Jul-02 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC133-1 | Cosmos 2390 (27464 2002-036A) Cosmos 2391 (27465 2002-036B) |
| 2002-046 | 26-Set-02 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | Nadezhda-M (27534 2002-046A) |
| 2002-054 | 28-Nov-02 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk | LC132-1 | Al Sat-1/DMC-1 (27559 2002-054A) Mozhayets (27560 2002-054B) Rubin-3-DSI (27561 2002-054C) |

O satélite Al Sat-1/DMC-1 tinha 80 kg no lançamento e foi o primeiro satélite da Argélia a ser colocado em órbita. É também o primeiro satélite de uma constelação de cinco veículos denominada DMC (*Disaster Monitoring Constelation*)

e destinados a monitorizar o planeta no que diz respeito aos desastres naturais e causados pelo Homem. Estes satélites irão observar a Terra o obter imagens multi-espectrais (três câmaras que operam no infravermelho, vermelho e verde) com uma resolução de 32 metros que serão enviadas para uma estação de recepção localizada em Arzew, perto de Oran, a 420 km a Oeste de Argel.



O Al Sat-1 foi construído por uma equipa de onze cientistas do CNTS (*Centre National des Techniques Spatiales*), da Argélia, em colaboração com a SSTL (*Surrey Satellite Technology Limited*), da Grã-Bretanha, sendo o 21º satélite construído pela SSTL.

Outros países pertencentes á rede DMC são a Grã-Bretanha, Nigéria, China, Turquia, Vietname e Tailândia, que no futuro também irão lançar os seus satélites DMC que serão colocados em órbitas semelhantes à do Al Sat-1.

Em cima: o satélite AlSat-1, construído pela Argélia, é o primeiro na constelação Disater Monitoring Constelation. Imagem: *Centre National des Techniques Spatiales*. Ao lado: o satélite Mozhayets, baseado no modelo Strela-1M. foi construído por cadetes militares russos. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

O satélite experimental Mozahyets, com um peso de 64 kg, foi construído por cadetes e professores da Academia Militar de Produção e Pesquisa Mecânica Aplicada de Reshetnyov, Krasnoyarsk. O satélite é baseado no modelo Strela-1M e leva a bordo um receptor do sistema GLONASS e GPS, um detector de partículas e uma carga de radio amador.

O foguetão 11K65M Kosmos-3M foi colocado na Plataforma de Lançamento n.º 1 do Complexo 132 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, no dia 27 de Novembro de 2002, dando inicio às preparações finais para o lançamento por parte das Tropas Espaciais Russas, dirigidas pelos coronéis Oleg Maydanovich, Nikolay Meshceryakov e pelo tenente-coronel Andrey Matios. Após a colocação do veículo na plataforma foram levados a cabo testes autónomos nos sistemas de bordo do lançador e no equipamento da plataforma de lançamento.

O lançamento do 11K65M Kosmos-3M teve lugar às 0607:00UTC. Às 0641:44UTC e 0641:49UTC deram-se duas ignições do segundo estágio do lançador fora da zona de cobertura rádio da

Rússia e os satélites foram colocados nas suas órbitas definitivas e sincronizadas com o Sol, com um apogeu de 701 km de altitude, um perigeu de 680 km de altitude, uma inclinação orbital de 98,2º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 98,4 m.

No segundo estágio do 11K65M Kosmos-3M estava localizada uma carga denominada Rubin-3-DSI que não se separou do estágio e nem estava programada para tal. Construída pela PO Polyot, os mesmos construtores do Kosmos-3M, e pela *OHB System*, Bremen – Alemanha, tinha como objectivo medir, registar e analisar as condições do ambiente no interior do lançador e a sua performance.

O satélite Al Sat-1/DMC1 recebeu a Designação Internacional 2002-054A e o número de catálogo orbital 27559, por seu lado o satélite Mozhayets recebeu a Designação Internacional 2002-054B e o número de catálogo orbital 27560, finalmente o segundo estágio do lançador contendo o Rubin-3-DSI recebeu a Designação Internacional 2002-054C e o número de catálogo orbital 27561. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

## Quadro de Lançamentos Recentes

| Data | UTC | Des. Int. | NORAD | Designação | Lançador | Local |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 07 Out | 1945:51 | 047A | 27537 | STS-112 ISS-9A | OV-104 Atlantis | KSC, LC-39B |
| 15 Out | 1820 | F02 | - | Foton-M n.º 1 | 11A511U Soyuz-U | GIK-1 Plesetsk, LC43/3 |
| 17 Out | 0541:00 | 048A | 27540 | INTEGRAL | 8K82K Proton-K DM-2 | GIK-5 Baikonur, PU-23 |
| 27 Out | 0317 | 049A | 27550 | Zi Yuan-2B | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5) | Taiyuan SLC |
| 30 Out | 0311:11 | 050A | 27552 | Soyuz TMA-1 | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |
| 20 Nov | 2239 | 051A | 27554 | Eutelsat-W5 | Delta-4 Medium+ (4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 24 Nov | 0049:47 | 052A | 27556 | STS-113 | OV-105 Endeavour | KSC, LC-39A |
| *02 Dez* | *2205* | *052B* | *27562* | *MEPSI* | *OV-105 Endeavour* | *KSC, LC-39A* |
| 25 Nov | 2304:23 | 053A | 27558 | Astra-1K | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-23 |
| 28 Nov | 0607 | 054A | 27559 | AlSat-1 | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| | | 054B | 27560 | Mozhayets | | |
| | | 054C | 27561 | Rubin-3-DSI | | |

### *Outros Objectos Catalogados*

| Data | Des.Int. | NORAD | Nome | Lançador | Local |
|---|---|---|---|---|---|
| 19 Nov. | 02-051B | 27555 | Delta 4-2 | Delta-4 Medium+(4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 25 Nov. | 02-053B | 27558 | Block DM3 | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-23 |
| 19 Nov. | 02-051C | 27563 | (Destroço) | Delta-4 Medium+(4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 19 Nov. | 02-051D | 27564 | (Destroço) | Delta-4 Medium+(4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 19 Nov. | 02-051E | 27565 | (Destroço) | Delta-4 Medium+(4,2) | C.C.A.F.S., SLC-37B |

## Quadro dos lançamentos previstos para Março

| Data | Lançador | Carga | Local |
|---|---|---|---|
| 08 de Março | Delta-4 Medium (D296) | DSCS-3-A3 | C.C.A.F.S., SLC-37B |
| 14 de Março | CZ-4B Chang Zheng-4B | Zi Yuan-1B (CBERS-2) | Taiyuan |
| 24 de Março | 8K78M Molniya-M 2BL | US-PS Oko | GIK-1 Plesetsk |
| 25 de Março | L-1011 Stargazer Pegasus-XL | GALEX | C.C.A.F.S., Skid Strip |
| 28 de Março | H-2A/202 (5F) | IGS-1a<br>IGS-1b | Tanegashima, Yoshinubo |
| 29 de Março | Delta-2 7925-9.5 (D297) | Navstar GPS 2R-9<br>ProSEDS | C.C.A.F.S., SLC-17A |
| ?? de Março | GSLV / 12KRB (D2) | G-Sat 2 "GramSat" | Sriharikota Isl. |

## Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

| | | | |
|---|---|---|---|
| ???????????????? | STS-114 / ISS-ULF-1 | OV-104 Atlantis (27) | KSC, LC-39 |
| Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2) | | | |
| ?? de Maio de 2003 | Soyuz TMA-2 / ISS-6S (???) | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |
| Malenchenko (3); Lu (3) | | | |
| ???????????????? | STS-115 / ISS-12A P3/P4 | OV-105 Endeavour (20) | KSC, LC-39 |
| Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1) | | | |
| ???????????????? | STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 | OV-104 Atlantis (28) | KSC, LC-39 |
| Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ????? (6); McArthur (4); Tokarev (2) | | | |
| ???????????????? | STS-117 / ISS-13A | OV-105 Endeavour (21) | KSC, LC-39 |
| Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1) | | | |
| ???????????????? | Soyuz TMA-3 / ISS-7S (???) | 11A511U-FG Soyuz-FG | GIK-5 Baikonur, 17P32-5 |
| Foale (6); Kaleri (3) | | | |

## Quadro de Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **não pretende** ser uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos suborbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. Num futuro poder-se-á criar no "Em Órbita" uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

| **Data** | **Des.Int.** | **Nome** | **Lançador** | **Local** |
|---|---|---|---|---|
| 23 Nov. ???? | S024 | Ogiva Simulada | DF-31 Dong Feng-31 | Wuzhai |
| 28 Nov. 0552:26 | S025 | Carga Simulada | KSR-3 | Anhung (Coreia do Sul) |
| 10 Dez. ???? | S026 | Ogiva Simulada | RS-18 15A35 SS-19 Stilleto | GIK-5 Baikonur |
| 10 Dez. 0826 | S027 | IFT-10 | Minutman-2 (OSP/TLV-5) | Vandenberg AFB |
| 10 Dez. 0846 | S028F | Protótipo EKV | PLV | Kwajalein (Ilhas Marshall) |

### *23 de Novembro – DF-31 Dong Feng-31*

A 25 de Novembro a agência de notícias russa RIA NOVOSTI anunciava que as Forças Espaciais Russas haviam detectado e observado um teste do míssil balístico intercontinental chinês DF-31 Dong Feng-31 realizado a 23 de Novembro. Este teste foi levado a cabo a partir do Centro Espacial de Wuzhai, localizados a 402 Km a Norte de Beijing.

Apesar de ter um alcance máximo de 8.000 Km, este teste só percorreu 1.700 Km atingindo um alvo localizado no deserto de Takla Makan.

Ao contrário dos Estados Unidos e da Rússia, a China ainda não se prontificou a avisar os estados vizinhos acerca da realização dos seus testes de mísseis balísticos intercontinentais, surgindo estes testes muitas vezes inesperadamente para os países vizinhos. No entanto as forças russas têm conseguido detectar todos os lançamentos realizados até agora.

A nova geração de mísseis estratégicos chineses, incluindo o DF-31, irá reduzir o fosso existente entre os actuais sistemas de mísseis chineses e os sistemas americanos e russos. Este é um sistema de três estágios a propulsão sólida com um alcance de 8.000 Km e transportando uma ogiva de 700 Kg de 1MT. O ICBM DF-31 oferece à China uma capacidade de ataque que será difícil de eliminar em qualquer estágio de operação, desde a fase de operações móveis em pré-voo até às fases terminais de voo. Tal como as combinações JL-1/DF-21, o DF-31 e o JL-2 são as variantes terrestres e navais do

mesmo míssil. O míssil convencional DF-25, entretanto cancelado, seria baseado nos dois primeiros estágios do DF-31, e o míssil de longo alcance DF-41 utilizará estes dois mesmos estágios juntamente um terceiro estágio de grandes dimensões. O desenvolvimento destes veículos foi acelerado após o teste bem sucedido do estágio comum a combustível sólido com 2 metros de diâmetro nos finais de 1983. O DF-31 é comparável em tamanho e performance ao míssil de fabrico americano de três estágios Trident C-4, de longo alcance e equipado com múltiplas ogivas que é lançado de submarinos submergidos.

Veículos de transporte com o míssil DF-31 numa parada militar na Praça Tiannamen, Beijing. Imagem: *Federation of American Scientists.*

O alcance do DF-31, baseado nos centros de Wuzhai e Tai-Hang, permite-lhe atingir toda a costa Oeste dos Estados Unidos e vários estados nas Montanhas Rochosas. Crê-se que incorpora aspectos similares aos da corrente geração de mísseis russos, incluindo grande mobilidade pelo veículo lançador de transporte móvel, materiais avançados para a construção do míssil e da respectiva ogiva, utilização de ajudas de penetração tais como engodos e propolentes sólidos melhorados.

O DF-31 é desenvolvido em conjunto pela Corporação Aeroespacial da China, pelo Instituto de Pesquisa do 2º Corpo de Artilharia e por outras organizações científicas.

O programa de desenvolvimento do DF-31 é muito ambicioso e apresentou desafios significativos. A China tem encontrado dificuldades no desenvolvimento dos grandes motores de combustível sólido para o DF-31 e em assegurar uma boa selagem entre o combustível e o corpo do míssil. O míssil encontra-se na fase final de desenvolvimento após vários atrasos. Em 1996 esperava-se que o DF-31 entrasse ao serviço em 1998, porém em 1999 era evidente que o desenvolvimento do míssil fosse prolongado por mais algum tempo. O DF-31 deve entrar ao serviço entre 2003 e 2004.

Tal como quase todos os programas de desenvolvimento de mísseis chineses, os detalhes do programa de desenvolvimento do DF-31 permanecem obscuros. O míssil foi testado pela primeira vez a 29 de Abril de 1992, tendo explodido logo após o lançamento devido a problemas de controlo de qualidade dos seus componentes. Um segundo teste também falhou devido aos mesmos problemas. Em Junho de 1995 iniciou-se uma série de quatro testes todos bem sucedidos. A 10 de Novembro de 1995 e 10 de Janeiro de 1996 foram realizados dois testes que deverão ter incluindo a reentrada atmosféricas de engodos. Um outro teste terá ocorrido a 28 de Dezembro de 1996 a partir da Base de Shanxi, localizada na China central.

Em meados de Outubro de 1997 foi observado um míssil na plataforma de lançamento do Centro de Wuzhai e um teste foi levados a cabo pouco depois, ao mesmo tempo que nessa altura eram levados a cabo testes de simulação de lançamentos a partir de submarinos nucleares.

A 2 de Agosto de 1999 foi lançado um DF-31 partir da Base de Wuzhai, tendo o seu local de impacto sido registado em Lop Nor, na província de Xinjiang, local de testes nucleares da China. Os preparativos para este teste haviam sido iniciados na segunda metade de 1998 e os Estados Unidos enviaram o navio de rasteio USS Observation para o Pacífico Oeste. Porém, o míssil foi lançado numa trajectória que o levou para o interior da China e não para o Oceano Pacífico.

No dia 1 de Outubro de 1999 foi levado a cabo habitual desfile militar do dia nacional chinês. Nesse desfile participaram mais de 11.000 soldados em 17 formações de homens e 25 formações de veículos, além da passagem de 132 aviões de combate. O míssil DF-31 foi incluído na parada militar, apesar de se encontrar contido em grandes contentores que impediram a sua observação directa.

## *28 de Novembro – KSR-3*

A Coreia do Sul deu os primeiros passos no desenvolvimento de um lançador orbital ao levar a cabo no dia 28 de Novembro de 2002, o lançamento do primeiro foguetão KSR-3 (*Korea Sounding Rocket-3*). O lançamento foi realizado a partir de uma rampa de lançamento colocada em Anheung, na província central de Chungcheong Sul, e teve lugar às 0552:26UTC. O lançamento estava previsto para ocorrer a 27 de Novembro, sendo no entanto adiado devido ás más condições atmosféricas, nomeadamente fortes ventos na área de lançamento.

O KSR-3 é um veículo lançador suborbital a três estágios que consomem combustível líquido e tem com 14 metros de comprimento, um peso de 6.000 kg e é capaz de desenvolver uma força de 12.500 kg no lançamento. Em voo é capaz de atingir uma velocidade máxima de 902 m/s. O veículo foi desenvolvido pelo KARI (*Korea Aerospace Research Institute*). O desenvolvimento deste foguetão foi iniciado em 1997 e teve um custo total de aproximadamente 64 milhões de Euros. O KSR-3 representa a terceira geração de lançadores suborbitais desenvolvidos pela Coreia do Sul, porém os KSR-1 e KSR-2 eram baseados em tecnologia de combustíveis sólidos. O programa de desenvolvimento do KSR-3 passou por uma fase de testes no solo realizados em Maio e Agosto de 2002

No lançamento levado a cabo a 28 de Novembro, o KSR-3 atingiu os 42,7 km de altitude (mais 700 metros do que estava previsto), viajando 84 km durante 231,44 s. O foguetão acabou por cair no Mar Amarelo.

Aos olhos do seu vizinho do Norte, o desenvolvimento do KSR-3 representa uma parte de um programa militar com o objectivo de desenvolver mísseis balísticos e satélites militares. A Coreia do Sul tem planeada a colocação em órbita no ano de 2006 de um satélite militar após conseguir desenvolver até 2005 o seu próprio veículo lançador. Para o Japão, o desenvolvimento desta capacidade do parte da Coreia do Sul representa uma ameaça comercial para o seu H-2A, no entanto a longo prazo Tóquio pode ver esta capacidade por parte da Coreia do Sul como uma ameaça militar.

O primeiro KSR-1 segundos após a ignição na sua rampa de lançamento em em Anheung, na província central de Chungcheong Sul. Imagem: *Korea Aerospace Research Institute*.

## *10 de Dezembro – RS-18 (15A35 UR-100N SS-19 Stilleto)*

No dia 10 de Dezembro de 2002 a Rússia levou a cabo um teste de um míssil balístico intercontinental RS-18 SS-19 Stilleto a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Os dados disponíveis acerca deste teste são extremamente escassos e nem mesmo a hora a que o teste foi levado a cabo foi divulgada por parte das forças militares russas.

O RS-18 foi em tempos visto como a espinha dorsal das forças soviéticas de mísseis balísticos intercontinentais. Este míssil pertence á quarta geração de míssil balísticos soviéticos e é um veículo de dois estágios propulsionados por combustíveis líquidos armazenáveis. Tem um comprimento de 24,4 metros e um diâmetro de 2,6 metros. O RS-18 foi desenvolvido em competição com o míssil RS-16 (15A15 MR-UR-100 SS-17 Spanker), apesar de ambos terem sido colocados ao serviço para substituir o RS-10 (8K84 UR-100 SS-11 Sego).

O RS-18 é muito similar ao RS-10 tendo, porém, um diâmetro superior e tanques de combustível de maiores dimensões, que resultou na duplicação do seu peso mas também no aumento da sua capacidade de carga por um factor de três. Como propolentes o RS-18 utiliza UDMH e $N_2O_4$. O primeiro estágio do míssil contém quatro motores autónomos de ciclo fechado com uma câmara de combustão cada, enquanto que o segundo estágio contém um motor de sustentação de ciclo fechado com uma câmara de combustão e um motor de ciclo aberto com quatro câmaras de combustão e quatro tubeiras rotacionais. O sistema de orientação e controlo é idêntico ao do míssil RS-20 (15A14 R-36M SS-18 Satan), permitindo uma monitorização remota do míssil enquanto se encontra em estado de alerta, bem como uma monitorização das preparações para o lançamento, orientação do míssil para o alvo antes do lançamento e controlo em voo através de um programa de controlo de translação.

Ao silos de lançamento do RS-18 foram construídos nos mesmos locais onde se encontravam os silos dos mísseis RS-10, sendo porém desmantelados e posteriormente reconstruídos por forma a aumentar o tempo de sobrevivência dos novos mísseis.

Existem três configurações do RS-18. O RS-18A (SS-19 Mod-1) capaz de transportar seis ogivas nucleares de menor dimensão em relação ao RS-10 SS-11

Sego. Esta versão foi desenvolvida a partir de 19 de Agosto de 1970 por Vladimir Chelomey. Também denominado UR-100N, teve o seu programa de testes realizado no Cosmódromo de NIIP-5 Baikonur entre Abril de 1973 e Outubro de 1975, sendo inicialmente colocado em serviço a 30 de Dezembro de 1975. O primeiro regimento de mísseis SS-19 Mod-1 foi colocado em alerta a 25 de Abril de 1975 e em finais desse ano existiam um total de 60 lançadores.

O SS-19 Mod-2 é em tudo semelhante ao SS-19 Mod-1 transportando apenas uma ogiva nuclear de 2,5 MT ou 5 MT

O SS-19 Mod-3 (RS-18B UR-100NU 15A35) começou a ser desenvolvido a 16 de Agosto de 1976. Os melhoramentos nesta versão incluíram o desenvolvimento de motores melhorados e modificações no sistema de comando. Também a protecção contra ataques nucleares sobre os seus silos foi substancialmente melhorada. Os testes desta versão receberam o nome de UR-100NUTTH e foram levados a cabo entre 26 de Junho e 26 de Outubro de 1979, com a sua colocação em serviço a partir de 5 de Novembro desse ano. O primeiro regimento com esta versão foi colocado em alerta a 6 de Novembro de 1979 e entre 1980 e 1982 os SS-19 Mod-2 foram substituídos pelos SS-19 Mod-3.

Na altura da assinatura do tratado START-1 a União Soviética possuía um total de aproximadamente 300 SS-19 Mod-3 tanto na Rússia como na Ucrânia. Após a dissolução da URSS a Ucrânia reclamou os SS-19 Mod-3 ali estacionados e de acordo com as directivas do START-1 a Ucrânia ficou responsável pelo desmantelamento dos mísseis apesar de as suas ogivas terem sido enviadas para a Rússia para desmantelamento.

Segundo a FAS (*Federation of American Scientists*) mais de 170 mísseis permanecem em solo russo, dos quais somente 10 terão sido desactivados mas não desmantelados. Em Dezembro de 1995 a Rússia anunciava que o tempo de viso dos SS-19 seria prolongado de 10 anos para 25 anos, ficando em alerta até 2005. Porém, os mísseis colocados ao serviço no início dos anos 80 serão utilizados para lá de 2005. Após a rectificação do START-2 a Rússia é obrigada a desmantelar todos os mísseis terrestres com múltiplas ogivas, porém ainda ao abrigo do tratado a Rússia pode preservar 105 mísseis desde que sejam equipados com somente uma ogiva.

## *10 de Dezembro – Minutman-2 (OSP/TLV-5)*

Um novo teste do sistema de defesa anti-míssil (IFT-10) dos Estados Unidos levado a cabo pelo Departamento de Defesa no dia 10 de Dezembro, falhou quando um míssil PLV não conseguiu interceptar um míssil balístico intercontinental Minutman-2 lançado desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.

O míssil Minutman-2 (OSP/TLV-5) modificado foi lançado às 0826UTC e um míssil interceptor foi lançado às 0846UTC a partir do *Ronald Reagan Missile Test Facility*, no Atol de Kwajalein - Ilhas Marshall, a 7.775 Km de distância. A intercepção deveria ocorrer às 0856UTC a uma altitude de 227 Km.

Este teste foi o terceiro teste fracassado numa série de oito testes levados a cabo desde Outubro de 1999, como parte de um esforço para desenvolver um sistema de defesa anti-míssil nacional. O Presidente dos Estados Unidos, George W. Bush, é um feroz adepto deste sistema que o vê como uma pedra fundamental na sua política de defesa nacional, apesar das críticas que tem recebido. Os apoiantes deste sistema referem que no futuro poderá proteger os Estados Unidos de um ataque vindo do Irão, Iraque ou Coreia do Norte ...

A primeira fase do escudo anti-míssil deverá ser implementada no Alasca com a construção de cinco silos. Estes silos, localizados em Fort Greele, Fairbanks, deverão estar operacionais em Outubro de 2004.

O primeiro teste do sistema foi realizado a 3 de Outubro de 1999, tendo decorrido com sucesso com a intercepção do alvo. O segundo teste teve lugar a 19 de Janeiro de 2000 e foi o primeiro teste fracassado quando, devido a problemas no sistema de arrefecimento do veículo PLV/EKV, este não conseguiu atingir o alvo. O terceiro teste decorreu a 8 de Julho de 2000 e mais uma vez resultou num fracasso dado que o EKV não se separou do veículo de propulsão PLV. O quarto teste decorreu a 14 de Julho de 2001 tendo decorrido sem problemas. Também os testes realizados a 3 de Dezembro de 2001, a 15 de Março de 2002 e a 14 de Outubro de 2002 decorreram sem qualquer problema.

De referir que os Estados Unidos abandonaram o tratado ABM de 1972 no mês de Junho de 2002, por forma a poderem acelerar os testes deste sistema. Pela primeira vez, e em consequência da saída do ABM, deu-se a participação do «*destroyer*» USS John Paul Jones neste tipo de testes. Localizado entre o Havaí e a Califórnia, o USS John Paul Jones utilizou um sistema de radar SPY-1 para seguir a trajectória da ogiva no dia 14 de Outubro de 2002.

Por forma a destruírem a ogiva do Minutman-2 os militares americanos utilizaram um veículo exoatmosférico EKV (*Exoatmospheric Killer Vehicle*) que se separa do lançador PLV a mais de 2.268 Km do alvo. Utilizando sensores infravermelhos e visuais, bem como sinais enviados a partir de um radar de raios-X instalado no Atol de Kwajalein, o veículo exoatmosférico tem de detectar e destruiu a ogiva. Os sensores a bordo do veículo são capazes de seleccionar a ogiva a partir de um conjunto de cinco objectos localizados na mesma área da ogiva, dos quais três eram falsos alvos (engodos)

Neste teste participaram também as forças do sistema GMD (controlo, comando e comunicações) localizadas no Atol de Kwajalein e no *Joint National Integration Facility*, Colorado Springs – Colorado.

Os próximos testes deste sistema irão ser realizados com novos veículos, nomeadamente o Taurus Lite e o GMD/BV-Plus.

## Quadro dos próximos Lançamentos Sub-orbitais

| Data | Lançador | Local | Carga |
|---|---|---|---|
| 12 Mar. 03 | LG-118A MX Peacekeeper (GT-32PA) | Vandenberg AFB, LF-05 | |
| 31 Mar. 03 | Castor-4B | Kiruna (Suécia) | Maxus-5 |
| ?? Mar. 03 | GMD/BV-Plus | Vandenberg AFB, LF-05 | EKV silumado |
| ?? Mai. 03 | LGM-30G Minuteman III (GT-181GM) | Vandenberg AFB, LC-10 | |
| 11 Jun. 03 | LGM-30G Minuteman III (GT-182GM) | Vandenberg AFB, LC-04 | |
| ?? Set. 03 | LGM-30G Minuteman III (GT-183GM) | Vandenberg AFB, LC-26 | |

## Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional. Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

| Data | Status | Des. Int. NORAD | Nome | Lançador | Data Lançamento |
|---|---|---|---|---|---|
| 01 Nov. | Ree. | 02-050B27553 | Soyuz ST | 11A511U-FG Soyuz-FG | 30 / Out. / 02 (a) |
| 01 Nov. | Ree. | 00-050B26482 | Últ. Estágio CZ-4B | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-3) | 01 / Set. / 00 (b) |
| 01 Nov. | Ree. | 99-057BB26165 | (Destroço) | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2) | 14 / Out. / 99 |
| 03 Nov. | Ree. | 02-042E27519 | (Destroço) | H-2A/2024 (3F) | 10 / Set. / 02 (c) |
| 05 Nov. | Ree. | 80-008A 11682 | Cosmos 1154 | 8A92M Vostok | 30 / Jan. / 80 (d) |
| 12 Nov. | Ree. | 99-057LW26693 | (Destroço) | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2) | 14 / Out. / 99 |
| 12 Nov. | Ree. | 01-049AW27102 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 12 Nov. | Ree. | 00-042A 26414 | Mightysat-2 | Minotaur (2) | 19 / Jul. / 00 (e) |
| 13 Nov. | Ree. | 01-049FU27224 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 14 Nov. | Ree. | 01-020C26772 | PAM-D2 | Delta-2 7925-9.5 (D285) | 18 / Mai. / 01 |
| 16 Nov. | Ree. | 68-066K 23307 | (Destroço) | Scout B (S165C) | 08 / Ago. / 68 |
| 16 Nov. | Ree. | 02-031C27452 | Breeze-KM | 15A30 Rockot Breeze-KM | 20 / Jun. / 02 (f) |
| 17 Nov. | Ree. | 01-049KF27309 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 18 Nov. | Ree. | 93-076B22922 | PAM-D | Delta-2 7925 (D224) | 08 / Dez. / 93 (g) |
| 19 Nov. | Ree. | 64-026C00806 | (Destroço) | Scout X-4 (S125R) | 04 / Jun. / 64 |
| 20 Nov. | Ree. | 78-117B11156 | Block-A | 8A92M Vostok | 19 / Dez. / 78 (h) |
| 20 Nov. | Ree. | 01-049AU27100 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 21 Nov. | Ree. | 81-053DD 12760 | Destroço Cosmos 1275 | 11K65M Kosmos-3M (65098-323) | 04 / Jun. / 81 |
| 21 Nov. | Ree. | 99-057HA26317 | (Destroço) | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2) | 14 / Out. / 99 |
| 22 Nov. | Ree. | 01-049FK27215 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 23 Nov. | Ree. | 99-057LX26699 | (Destroço) | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2) | 14 / Out. / 99 |
| 24 Nov. | Ree. | 01-049DK27163 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 28 Nov. | Ree. | 02-053B27558 | 11S861-01 Block DM3 | 8K82K Proton-K DM3 | 25 / Nov. / 02 (i) |
| 29 Nov. | Ree. | 60-007E00841 | (Destroço) | Thor Ablestar (281 AB003?) | 22 / Jun. / 60 |
| 30 Nov. | Ree. | 66-111B02611 | OV1-10 | Atlas-D (89D) | 11 / Dez. / 66 (j) |
| 30 Nov. | Ree. | 89-016M 19963 | (Destroço) | Mu-3S-II (M-3S2-4) | 21 / Fev. / 89 |
| 30 Nov. | Ree. | 99-057HH26324 | (Destroço) | CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2) | 14 / Out. / 99 |
| 30 Nov. | Ree. | 01-049BC27108 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 30 Nov. | Ree. | 01-049KN27316 | (Destroço) | PSLV-C3 | 22 / Out. / 01 |
| 30 Nov. | Ree. | 02-051C27563 | (Destroço) | Delta-4 Medium+ (4,2) | 19 / Nov. / 02 |

(a) O estágio Soyuz ST do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG que colocou em órbita a capsula espacial Soyuz TMA-1 (27552 2002-050A) a partir do Complexo 17P32-5 (LC1-5) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, reentrou na atmosfera terrestre às 0341UTC sobre o Mar Mediterrâneo (38,00ºN – 26,00ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOMM).

(b) O último estágio do foguetão lançador Chang Zheng-4B (CZ4B-3) que colocou em órbita o satélite Zi Yuan-2 / Jian Bing-3 (26481 2000-050A) a partir do Complexo LC1 do Centro Espacial de Taiyuan, reentrou na atmosfera terrestre às 1146UTC sobre o Norte da Grécia (41,00ºN – 22,00ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOMM).

(c) O objecto 27519 2002-042E, que corresponde a parte da ogiva do lançador H-2A/2024 (3F) que colocou em órbita os satélites USERS (27515 2002-042A) e Kodama (27516 2002-042B), reentrou na atmosfera terrestre às 1858UTC sobre o Oceano Pacífico (02,00ºS – 158,00ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOMM).

(d) O satélite Cosmos 1154, reentrou na atmosfera terrestre às 2216UTC sobre a fronteira entre a Rússia e a Mongólia (49,21ºS – 111,26ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 11 minutos (Harro Zimmer).

(e) O satélite Mightysat-2, reentrou na atmosfera terrestre às 0055UTC sobre o Oceano Pacífico (02,87ºS – 197,36ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 11 minutos (Harro Zimmer).

(f) O estágio Breeze-KM do foguetão lançador 15A30 Rockot Breeze-KM que colocou em órbita os satélites Iridium-97 (27450 2002-031A) e Iridium-98 (27451 2002-031B) a partir do Complexo LC133/3 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, reentrou na atmosfera terrestre às 1422UTC sobre o Oceano Índico (24,03ºS – 101,48ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 11 minutos (Harro Zimmer).

(g) O estágio PAM-D do foguetão lançador Delta-2 7925 (D224) que colocou em órbita o satélite NATO-4B (22921 1993-076A) a partir da Plataforma LC-17A do C.C.A.F.S., reentrou na atmosfera terrestre às 0324UTC sobre o Oceano Pacífico (12,08ºN – 264,89ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 17 minutos (Harro Zimmer).

(h) O estágio Block-A do foguetão lançador 8A92M Vostok que colocou em órbita o satélite Cosmos 1063 (11155 1973-117A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk, reentrou na atmosfera terrestre às 0236UTC sobre o Oceano Pacífico (02,33ºS – 226,51ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 17 minutos (Harro Zimmer).

(i) O estágio 11S861-01 Block DM3 reentrou na atmosfera terrestre às 1407UTC, sobre o Oceano Pacífico (47,61ºS – 186,57ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 11 minutos (Harro Zimmer).

(j) O satélite OV1-10 reentrou na atmosfera terrestre às 0645UTC sobre as Bahamas (26,37ºN – 282,96ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 22 minutos (Harro Zimmer).

Um vídeo amador captou a reentrada na atmosfera terrestre do estágio superior Block DM3 (27558 2002-053B) no dia 28 de Novembro de 2002.

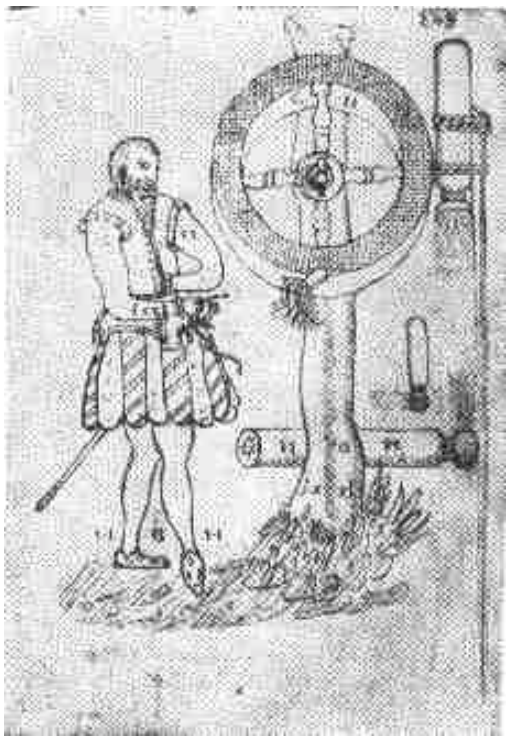
| Data | Des. Int. NORAD | Nome | Lançador | Data Lançamento |
|---|---|---|---|---|
| 15 Mar. | 97-030C24838 | Iridium-09 | 8K82K Proton-K DM2 (390-02) | 18 / Jun. / 97 |
| 20 Abr | 02-061C27634 | Shenzhou-4 Mod Orbital | CZ-2F Chang Zheng-2F (XZ2F-4) | 29 / Dez. / 02 |
| Jul. | 97-067A 22875 | Cosmos 2265 Kobalt | 11A511U Soyuz-U | 18 / Ago. / 99 |
| Set. | 02-025A 27434 | Ofeq-5 | Shavit-1 | 28 / mai. / 02 |

## Cronologia Astronáutica (III)

***por Manuel Montes***

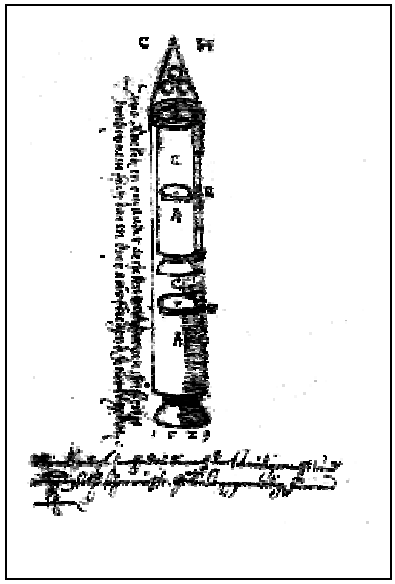
-1529: Foi descoberta à relativamente pouco tempo na cidade romana de Sibiu um manuscrito em alemão arcaico de três autores, um dos quais Conrad Haas, Chefe do Arsenal de Artilharia da cidade, dedica o seu trabalho aos foguetes. O seu interesse principal está nas inovações técnicas que descreve, incluindo a mais antiga menção conhecida referente aos foguetões de estágios múltiplos. Algumas das ilustrações do livro mostram um foguete de dois estágios, cujo funcionamento implica a ignição do primeiro estágio até ao seu esgotamento. Depois, sem necessidade de separação, o fogo alcança a pólvora da segunda fase, que incrementa a velocidade do engenho e da sua carga útil. Ambos motores mantêm-se unidos por uma superfície especial de papel que se consume ao mesmo tempo que a pólvora. Haas levou a cabo várias experiências e o seu eventual êxito permitiu-lhe construir foguetes de três etapas. Em alguns casos, a carga útil era um pequeno barril de pólvora que explodia ao chocar contra o solo. Além do mais, os foguetes começaram a utilizar um sistema de estabilização em voo que se colocava na base e que substituía a tradicional e comprida "cana de estabilização".

Haas propôs ainda construir uma espécie de "castelo voador" cilíndrico, com janelas, no qual um homem poderia viajar propulsionado por um poderoso foguete.



Em cima: Uma figura que representa Conraad Haas. Ao lado: Esquema de um foguete imaginado por Conraad Haas. Imagens: arquivo fotográfico de Rui C. Barbosa.

-1532: Ludovico Ariosto, um poeta italiano, publica o seu poema "*Orlando Furioso*". Nesse poema, São João Evangelista propõe a Astolfo uma viajem á Lua. Este último realiza a viagem num carro puxado por quatro cavalos vermelhos, em busca da mente extraviada de Orlando. Astolfo não só a encontra metida num frasco, bem como também descobre povos, cidades e castelos, na superfície lunar.



-1537: O espanhol Luis Ortiz compila o seu "*Libro de Artillería*", no qual descreve o uso de utensílios pirotécnicos que se lançam tanto manualmente como por meio de máquinas.

-1547: Na segunda parte da obra "*Don Quijote*", de Miguel de Cervantes, o escritor menciona o uso de foguetes. Em concreto, uma passagem faz referencia ao cavalo Clavileño, ao qual incendiaram a cauda. O fogo, finalmente, alcançou o interior o animal, que acabou voando pelos ares, fazendo muito ruído devido ao facto de explodirem muitos foguetes.

-1555: O já conhecido Conrad Haas menciona num manuscrito sobre as "flechas de fogo" suecas que estas podem estar equipadas com até quatro foguetes atados em torno do corpo central, proporcionando um empuxo continuado. As flechas, dotadas com material incendiário, podem assim propulsioná-lo através de uma maior distância.

-1561: O "*Livre de Canonnerie et Artifice de Feu*", de autor anónimo, explica como se podem fabricar foguetes de entre três e meio e quatro pés.

-1573: Santa Teresa de Jesus menciona o uso de foguetes na sua obra "*Fundações*". Estes lançavam-se durante as procissões, junto com tiros de artilharia.

-1590: O espanhol Diego de Alaba y Viamont explica como se obtém a pólvora para foguetes e fogos artificiais na sua obra "*El Perfecto Capitán, Instruido en la Disciplina Militar y Nueva Ciencia de la Artillería*".

-1592: Surge a obra "*Plática Manual de Artillería*", do engenheiro militar Luis Collado, natural de Lébrija (Sevilha). A sua primeira edição, porém, foi em italiano. Conta como se utilizaram os foguetes como arma de guerra durante os conflitos espanhóis no início do século XVI (Carlos V contra seus inimigos). Além do mais a perspectiva histórica, oferece una metodologia para melhorar o seu alcance, como o uso de tubos compridos. Também explica como usar pólvora para iluminar o campo de batalha. Lançavam-se os foguetes artificiais que caiam lentamente utilizando pára-quedas, uma técnica usada pela primeira vez em 1547 pelo alemão Reinhart von Solms.

-1597: Daniel Paverlourt publica o seu "*Briefve Instructions sur le Fait de l'Artillerie de France*", que se dedicava ao estudo dos foguetes franceses.

**Nota sobre o autor:** Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor "*free-lancer*" e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronaútica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

# Explicação dos Termos Técnicos

**Impulso específico (Ies)** – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1Kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em Kgf gerada pelo motor por Kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{Kgf}/_{(Kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

**Tempo de queima (Tq)** – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de quiema de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

**Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm)** – Impulso específico medido ao nível do mar.

# Combustíveis e Oxidantes

**$N_2O_4$ – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto)**; De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante $N_2O_4$ consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o $N_2O_4$ contém menos de 0,1% de água. O $N_2O_4$ tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O $N_2O_4$ é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c$^3$, sendo o seu ponto de congelação a –11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

**UDMH ( $(CH_3)_2NNH_2$ ) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica)**; O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível ao choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm$^3$, sendo o seu ponto de congelação a –57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

**LOX – Oxigénio Líquido**; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c$^3$, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

**$LH_2$ – Hidrogénio Líquido**; O $LH_2$ é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O $LH_2$ é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O $LH_2$ é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuel-óleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm$^3$, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

O boletim “Em Órbita” é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* editada por José Roberto Costa (www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Alan Pickup, Harro Zimer e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rui_barbosa@clix.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF).

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados ao preço de €5,00 por número (12 números por €50,00).

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*; *National Space Society*; *The Planetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 Braga
PORTUGAL

+ 351 253 27 41 46
+ 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Braga, 26 de Fevereiro de 2003 (terminado a)